

Российская академия наук
Комиссия по разработке научного наследия К.Э. Циолковского

Государственный музей истории космонавтики
им. К.Э. Циолковского

**ТРУДЫ I ЧТЕНИЙ,
ПОСВЯЩЕННЫХ РАЗРАБОТКЕ
НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ
И РАЗВИТИЮ ИДЕЙ
К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО**

Секция «Проблемы ракетной и космической техники»

г. Калуга, 15—17 сентября 2015 г.

КАЗАНЬ 2016

УДК 629.7
ББК 39.62
Т78

Редакционная коллегия:

М.Я. Маров (председатель),
Н.А. Абакумова (зам. председателя), В.И. Алексеева, В.А. Алтунин,
В.В. Балашов, Н.Б. Бодин, В.В. Воробьёв, Л.В. Докучаев, Т.Н. Желнина,
В.В. Зуева, В.В. Ивашкин, Л.Н. Канунова (отв. секретарь), С.С. Корунов,
С.В. Кричевский, В.В. Лыткин, В.М. Мапельман, Ю.А. Матвеев, Э.И. Мацнев,
А.А. Митина, Г.А. Сергеева, И.Г. Сохин, Е.А. Тимошенкова, В.И. Флоров,
О.С. Цыганков, Н.А. Чернова, В.М. Чеснов (отв. секретарь)

Ответственные секретари:

Л.Н. Канунова, В.М. Чеснов

Ответственные редакторы:

доктор техн. наук В.А. Алтунин;
канд. техн. наук В.В. Балашов;
доктор техн. наук М.Ю. Беляев, Т.Н. Тянь;
ученый секретарь, канд. техн. наук Т.О. Цейтлина;
координатор от ГМИК И.С. Левашов

Литературный редактор

Е.В. Абакумова

**Труды I чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию
Т78 идей К.Э. Циолковского.** Секция «Проблемы ракетной и космической техники»
(г. Калуга, 15–17 сентября 2015 г.). – Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2016. – 300 с.

ISBN 978-5-00019-684-7

Сборник содержит материалы докладов I Научных чтений памяти К.Э. Циолковского в г. Калуге, представленных на заседаниях секции «Проблемы ракетной и космической техники» 16–17 сентября 2015 г. Доклады посвящены проблемам проектирования, изготовления и эксплуатации космических аппаратов различного назначения.

УДК 629.7
ББК 39.62

ISBN 978-5-00019-684-7

© Российская академия наук, 2016
© Государственный музей истории
космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2016
© Издательство Казанского университета, 2016

*Наша молодёжь должна учиться ещё больше,
как можно больше приобретать знаний
и вести самостоятельную деятельность
– без неё вы ничего не сможете дать Родине.*

*Мы должны понимать наше будущее
и будущее своих изобретателей.*

*Мы должны работать во имя нашей
славной Родины.*

*Вы, молодые друзья, должны гордиться Родиной
так же, как горжусь ею я, старик.*

К.Э.Циолковский

Секция
**«ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ
И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТЫ СЕКЦИИ «ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ» В ПЕРИОД С 2005 ПО 2014 ГОДЫ

В.А. Алтунин¹, В.В. Балашов², М.Ю. Беляев³, Т.Н. Тян⁴

*¹Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева - КАИ;*

²Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского;

³Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва;

⁴Инженерный центр «Геомир»

Рассмотрение идей К.Э. Циолковского в сфере ракетно-космической техники является приоритетным направлением работы секции. Идеи К.Э. Циолковского можно разделить на две основных категории: первая, относящаяся, по сути, к так называемым техническим предложениям и представляющая собой совокупность предложений по формированию технического облика ракеты, вторая — идеи, для которых претворение в жизнь — дело далёкого будущего [1-12].

Основная заслуга К.Э. Циолковского в том, что он доказал, что достижение космических скоростей возможно с помощью аппарата, оснащённого ракетным двигателем. До этого ракета рассматривалась в основном как элемент фейерверка или как элемент вооружения. Знаменитая «формула Циолковского» как раз указывает на то, что скорость ракеты не имеет принципиальных ограничений, а зависит лишь (в случае идеализированного бессилового поля) от соотношения начальной и конечной масс и от скорости отделения массы. К.Э. Циолковский предсказал и возможность создания «космических буксиров» и «космических лифтов», а также «космической энергетики», в том числе и с применением «космических тросов» и «космических зеркал». Кроме того, он предвидел угрозу от космических пришельцев (астероидов), поэтому развивал идеи «космических поселений» на орбите Земли и на других планетах — для сохранения жизни всего человечества.

В период с 2005 по 2014 годы в Калуге проходили 40-е – 49-е научные Чтения памяти К.Э. Циолковского [1-11]. Все Программы заседаний секции были направлены на дальнейшее развитие идей К.Э. Циолковского, связанных с разработкой различных двигателей на жидких, газообразных и твёрдых топливах, с проектированием и созданием летательных аппаратов, с вопросами практического использования пилотируемых и беспилотных космических аппаратов, их систем контроля и управления, с рядом задач по проведению научных

исследований как внутри аппаратов, так и за их пределами, с рядом задач по использованию солнечной энергии в космосе, по изучению и освоению Луны, Марса и других планет – на благо всего человечества.

Все заседания секции проходили в обстановке научного вдохновения, научного творчества и изобретательского подъёма. Докладчиками являлись студенты, аспиранты, молодые и опытные учёные, конструкторы, преподаватели вузов, представители НИИ и КБ авиационно-космической отрасли, представители Министерства Обороны Российской Федерации. Каждый докладчик имел возможность полностью изложить свой материал, используя современные технические средства, а после доклада – ответить на все вопросы.

На секции стало традицией давать рекомендации каждому докладчику по быстрейшему и качественному дальнейшему развитию его идей и решению проблем, по разработке новых заявок на изобретения, по реализации новых мыслей и предложений в реальную и перспективную отечественную ракетно-космическую технику.

В работе секции часто принимали участие учёные из Германии, Японии и других стран. Секция №2 – это пока единственная секция, руководители которой ежегодно выпускают Труды научных чтений памяти К.Э. Циолковского по секции №2: «Проблемы ракетной и космической техники», а затем, на следующих Чтениях, бесплатно вручают их всем участникам и рассылают по всем центральным библиотекам нашей страны.

В работе секции сложились следующие научно-практические направления [1-12]:

- проблемы планирования и осуществления программ научных экспериментальных исследований на борту Международной космической станции (МКС);
- различные аспекты функционирования Российского сегмента МКС;
- проблемы проектирования, создания и эксплуатации орбитальных космических станций (ОКС);
- проблемы проектирования, испытаний и эксплуатации малых, микро- и наноспутников;
- проблемы зондирования Земли и других планет;
- проблемы методологических основ исследования сложных систем при эксплуатации авиационно-космической и космической техники многоуровневого использования;
- проблемы аэрокосмических и космических транспортных систем;
- проблемы создания эффективных и экономичных средств доставки грузов на орбиту;

- проблемы аэрокосмической и космической техники многоразового использования;
- проблемы двигателестроения для аэрокосмических и космических летательных аппаратов (КЛА);
- проблемы расчёта, проектирования, создания и эксплуатации гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов с термоэмиссионной тепловой защитой (ТЭТЗ);
- проблемы систем контроля, управления и навигации аэрокосмических и космических непилотируемых и пилотируемых летательных аппаратов;
- проблемы надёжности и безопасности аэрокосмических и космических систем многоразового использования;
- проблемы создания тросовых космических систем;
- проблемы создания космических лифтов;
- проблемы защиты ОКС, КЛА от приближающихся объектов и лазерных тепловых ударов;
- проблемы разработки и создания космических систем очистки от орбитального мусора;
- проблемы создания роботизированных систем для выполнения различных бортовых задач и задач за бортом КЛА, ОКС;
- технические, экономические, политические и социальные проблемы индустриализации космоса;
- проблемы создания космической артиллерии двойного назначения;
- проблемы использования энергии лазерного луча для осуществления движения транспортных систем в космосе;
- проблемы создания непилотируемых и пилотируемых КЛА для исследования дальнего космоса;
- проблемы создания и эксплуатации КЛА с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ) или с ядерными ракетными двигателями (ЯРД);
- проблемы подготовки одноразовых и постоянных экспедиций без космонавтов и с космонавтами на Луну и на Марс.

В плодотворной работе секции необходимо отметить деятельность действительного члена Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКИ), доктора технических наук, профессора М.Ю. Беляева.

Для практической реализации программ научно-прикладных исследований на орбитальных станциях М.Ю. Беляевым, его сотрудниками и учениками была разработана теория управления экспериментами. Созданы и внедрены методы планирования и управления экспериментами, позволяющие оптимизировать программы исследований, разработан

общий подход к решению задач оценки состояния научных систем, впервые реализованный в Центре управления космическими полётами. Это позволило создать эффективные технологии реализации научно-исследовательских программ на орбитальных станциях «Салют», «Мир», МКС, космических кораблях «Союз», «Прогресс». Большая работа проделана по практическому внедрению разработанной методологии. Многие из полученных результатов были подробно рассмотрены на заседаниях секции.

М.Ю. Беляевым было организовано 10 экспериментов на Международной космической станции, в том числе технических, геофизического «Ураган» по изучению катастрофических явлений, образовательного. Результаты, полученные в экспериментах «Тензор», «Среда-МКС», позволили, например, парировать нештатные ситуации на космическом аппарате (КА) «Ямал-200» и повысить надёжность управления. Новизна полученных результатов защищена патентами. В рамках эксперимента «Изгиб» исследованы микроускорения на МКС и предложена технология использования транспортного грузового космического корабля (ТГК) «Прогресс» после выполнения им своих основных функций для проведения экспериментов в области микрогравитации. Эти вопросы также неоднократно рассматривались на заседаниях секции. Полученные при проведении экспериментов на МКС результаты нашли отражение в докладах, представленных на секции.

За последние 10 лет группами учёных, студентов и аспирантов под руководством М.Ю. Беляева были представлены доклады, направленные на [1-11]:

- математическое и научно-техническое обеспечение экспериментов по программе изучения катастрофических явлений «Ураган» с борта МКС с дальнейшим их анализом (40 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2005 г., соавторы Л.В. Десинов, О.Н. Волков, Д.Ю. Караваев, В.В. Рязанцев);

- разработку автоматизированной системы планирования «РОСА» для подготовки и реализации исследований и полётных операций на МКС (40 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2005 г., соавторы Н.А. Брюханов, А.В. Марков, Д.Н. Рулев, М.В. Сычёва, М.А. Шутиков);

- обоснование возможности создания экспериментальной тросовой системы с атмосферным зондом (41 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2006 г., соавторы В.Г. Осипов, Д.М. Сурин, В.В. Цветков, Н.Л. Шошунов);

- изучение проблем и постановку задач изучения Земли космическими методами (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы В.М. Котляков, Л.В. Десинов, О.А. Юрина);

- рассмотрение проблем и перспектив использования невесомости в космической технологии (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы Д.М. Климов, В.И. Полежаев, А.И. Иванов);

- исследование влияния физических упражнений экипажа МКС на микрогравитационную обстановку в Российском сегменте станции (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы С.К. Крикалёв, А.В. Марков, С.Б. Рябуха);

- планирование, реализацию и анализ результатов технических экспериментов на борту МКС по измерению фоновых микровозмущений (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы Е.В. Бабкин, С.К. Крикалёв, А.В. Марков, С.Б. Рябуха, В.М. Стажков);

- исследование возможности изучения верхних слоёв атмосферы с помощью тросовой системы на базе ТГК «Прогресс» (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы В.Г. Осипов, В.В. Цветков, Н.Л. Шошунов);

- разработку метода определения углового движения и микроускорений на борту ТГК «Прогресс» на основе магнитометрических измерений (42 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2007 г., соавторы Е.В. Бабкин, В.В. Сазонов, В.В. Цветков);

- определение магнитных помех на МКС в полёте (43 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2008 г., соавтор А.В. Рязанцев);

- определение и систематизацию микроускорений, возникающих на МКС в различных режимах полёта (43 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2008 г., соавторы Е.В. Бабкин, С.Б. Рябуха, А.В. Рязанцев);

- использование научной аппаратуры «Фотоспектральная система» в эксперименте «Ураган» (44 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2009 г., соавторы В.В. Рязанцев, Э.Э. Сармин, Л.В. Десинов, В.Б. Малышев, Б.И. Беляев, В.А. Сосенко);

- использование технологии обеспечения баланса электроэнергии на орбитальных станциях для решения задач прогноза потребления электроэнергии в территориальных образованиях (44 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2009 г., соавторы М.И. Фирсов, В.Н. Пантелеймонов, Д.Н. Макейчук);

- анализ первых результатов использования фотоспектральной системы ФСС в эксперименте «Ураган» (45 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2010 г., соавторы В.В. Рязанцев, Э.Э. Сармин, Л.В. Десинов, Б.И. Беляев, С.В. Хвалей, А.В. Роговец, Ю.А. Крот);

- применение космических снимков для оптимизации хозяйственной деятельности в регионе (45 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2010 г., соавторы Д.Ю. Караваев, Н.К. Караваева, М.И. Фирсов);

- географическую привязку данных дистанционного зондирования Земли, получаемых с МКС (46 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2011 г., соавторы М.И. Монахов, О.Н. Волков, Д.Н. Рулев);

- комплексное изучение деятельности операторов на МКС в эксперименте «Таймер» (46 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2011 г., соавторы С.В. Бронников, О.Н. Волков, Н.С. Минакова, В.М. Петров, С.Я. Секрж-Зенкович);

- разработку способов управления ориентацией космических аппаратов «Ямал-200» по прогнозу изменения кинетического момента» (46 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2011 г., соавторы Н.Н. Севастьянов, Г.И. Таюрский, Ю.Р. Банит, М.Л. Тюрин);

- мониторинг земной поверхности с Российского сегмента МКС (47 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2012 г., соавторы Л.В. Десинов, Д.Ю. Караваев, В.П. Легостаев, Г.И. Падалко);

- оценку микрогравитационной обстановки для выполнения экспериментов на многоцелевом лабораторном модуле Российского сегмента МКС (47 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2012 г., соавторы О.Н. Волков, М.И. Монахов, С.Б. Рябуха, В.В. Сазонов);

- определение углового движения ТГК «Прогресс» в режимах пассивных закруток по данным измерений угловой скорости и токосъёма с солнечных батарей (47 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2012 г., соавторы Т.В. Матвеева, М.И. Монахов, Д.Н. Рулев, В.В. Сазонов);

- оценку точности магнитометра, установленного на борту Международной космической станции (47 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2012 г., соавторы О.Н. Волков, М.И. Монахов, В.В. Сазонов);

- методы проведения экспериментов в автономном полёте грузовых кораблей «Прогресс» (48 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2013 г., соавтор Т.В. Матвеева);

- планирование, реализацию и анализ экспериментов по управлению процессом вращения транспортного грузового корабля в режиме закрутки на Солнце для обеспечения заданных параметров микровозмущений и энергоснабжения (48 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2013 г., соавторы Т.В. Матвеева, М.И. Монахов, Д.Н. Рулев, В.В. Сазонов);

- наблюдение и оценку подвижек ледников с Международной космической станции (48 Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2013 г., соавторы О.А. Юрина, Л.В. Десинов);

- исследование «колебаний» служебного модуля Международной космической станции по измерениям фотоспектральной системы (49

Чтения памяти К.Э. Циолковского, 2014 г., соавторы: В.В. Капранов, В.Ю. Тугаенко, Э.Э. Сармин, В.Н. Волков, Н.К. Караваева).

Информацию, связанную с различными исследованиями на борту МКС, также представили [1-11]:

- на 40-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2005 г.) Н.А. Брюханов, А.В. Марков, И.И. Хамиц в докладе «Перспективы развития программы научно-прикладных исследований на многоцелевом лабораторном модуле РС МКС»; А.Ф. Старкова, Р.З. Бикалов, Д.Н. Рулев, В.Н. Пантелеймонов в докладе «Учёт и анализ затрат экипажа МКС»; Д.А. Завалишин, А.В. Марков, В.В. Слагода, И.В. Сорокин в докладе «Проблемы обеспечения экспериментов по отработке на МКС систем лазерной связи»; Д.А. Завалишин в докладе «Уточнение динамических характеристик МКС в полёте»;

- на 41-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2006 г.) К.Г. Грибачев, А.А. Кузнецов, А.В. Марков, С.Б. Савельев в докладе «Опыт создания и использования наземной информационной системы «МКС-наука»; К.Г. Грибачёв в докладе «Особенности программной архитектуры наземной информационной системы «МКС-наука»; Г.А. Шаманина в докладе «Проблемы реализации этапных программ научно-прикладных исследований на МКС»;

- на 42-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2007 г.) В.А. Богатырёв, А.Р. Насыров, Е.Б. Шутова, В.В. Рязанцев в докладе «Оптимизация состава аппаратуры на РС МКС для изучения земной поверхности по программе «Ураган»; О.А. Юрина, Д.Ю. Караваев, В.В. Рязанцев, А.Р. Насыров, В.А. Богатырёв, И.Л. Ивонин в докладе «Обработка цифровых фотоизображений, полученных на РС МКС при проведении исследований по программе «Ураган»;

- на 43-их Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2008 г.) А.И. Иванов в докладе «Возможности достижения сверхглубокого вакуума в ближней окрестности МКС»;

- на 44-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2009 г.) И.В. Сорокин в докладе «Исследовательские программы международных партнёров на МКС»; С.В. Бронников, О.В. Смирнова в докладе «Управление безопасностью экипажа орбитальной космической станции»;

- на 45-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2010 г.) Т.В. Клёпова, Е.А. Дёмина, Г.А. Шаманина в докладе «Анализ эффективности выполнения программ реализации НПИ на РС МКС»; О.Н. Волков в докладе «Опыт реализации программ экспериментов на МКС за первые 10 лет»; В.Ф. Егоров, Т.В. Клёпова, Е.А. Дёмина в докладе «Опыт долгосрочного планирования НПИ на РС МКС»; Д.Н. Рулев в докладе

«Методы оптимизации планирования наблюдений наземных объектов с орбитального КА»;

- на 46-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2011 г.) А.М. Алимов, С.Е. Андреевский, Т.П. Резвухина в докладе «Анализ работы научной аппаратуры «Фотон-Гамма» при проведении космического эксперимента «Молния-Гамма» на борту МКС»; Т.П. Резвухина, В.М. Синельников, А.М. Алимов в докладе «Оптические наблюдения состояния верхней атмосферы для прогнозирования геофизических катастроф»; Д.Ю. Караваев, П.А. Боровихин, Н.К. Караваева в докладе «О методе определения точки съёмки земной поверхности с борта МКС по ортотрансформированному снимку»;

- на 47-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2012 г.) П.А. Боровихин, Д.Ю. Караваев в докладе «Минимизация ошибок прогноза параметров орбиты, рассчитываемого по «двухстрочным элементам» путём коррекции значений баллистического коэффициента или среднего движения»; Д.Ю. Караваев, Н.К. Караваева в докладе «Опознавание снимков земной поверхности, выполненных космонавтами с борта МКС с помощью базы данных характерных ориентиров»; Д.Н. Рулев в докладе «Отработка учёта уходящего от Земли солнечного излучения при моделировании энергобаланса РС МКС в КЭ «Альбедо»;

- на 48-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2013 г.) Е.А. Лалетина, Е.М. Твердохлебова, О.Ю. Криволапова, А.А. Сизов в докладе «Требования к составу и характеристикам бортовой аппаратуры для регистрации электроплазменной обстановки вокруг МКС»; О.А. Юрина в докладе «Использование информации о перемещении животных для изучения катастрофических явлений и экологических проблем с РС МКС»; Д.Н. Рулев, М.В. Черемисин, Э.Э. Сармин в докладе «Первые результаты реализации на борту РС МКС космического эксперимента «Альбедо»;

- на 49-ых Чтениях памяти К.Э. Циолковского (2014 г.) О.Ю. Криволапова, Е.А. Лалетина, С.С. Промтова в докладе «Проблемы создания научной аппаратуры для проведения космических экспериментов по мониторингу состояния солнечной короны на борту Российского сегмента Международной космической станции»; Д.Н. Рулев, К.А. Новиченков, М.В. Черемисин, Э.Э. Сармин в докладе «Моделирование энергобаланса Российского сегмента Международной космической станции с учётом уходящего от Земли излучения в космическом эксперименте «Альбедо».

Проблемы развития тросовой космонавтики и космических лифтов стали регулярно обсуждаться на секции. Ранее с докладами о тросовой

космонавтике выступал д.т.н., профессор Г.Г. Поляков – бывший активный участник Чтений памяти К.Э. Циолковского, внезапно рано ушедший из жизни. Он оставил после себя 10 томов своих трудов, в которых описаны более 100 проектов и изобретений техносистем по освоению космоса на благо человечества. В Астрахани, где он жил и плодотворно трудился, его называли «Астраханским Циолковским». Свои новые идеи он через художников воплотил на 100 картинах, с которыми ездил по городам России с различными лекциями и выставками. Проблемами тросовой космонавтики, включая космические лифты, продолжали заниматься и другие учёные.

Так, на секции были представлены доклады [2-4, 8-9]:

- на 41-ых Чтениях Н.Л. Шошуновым «Лунный лифт: особенности строительства»;

- на 42-ых Чтениях М.Ю. Беляевым, В.Г. Осиповым, В.В. Цветковым, Н.Л. Шошуновым «Исследование возможности изучения верхних слоёв атмосферы с помощью тросовой системы на базе ТГК «Прогресс»; В.Г. Осиповым, С.А. Хумоненом, Н.Л. Шошуновым «Запуск малых спутников с борта корабля «Прогресс» с помощью длинного троса»; Р.Р. Шарифуллиным, Г.В. Малышевым «Анализ моделей космических тросовых систем с сосредоточенными и распределёнными массами»;

- на 43-их Чтениях В.М. Кульковым, Г.В. Малышевым, Р.Р. Шарифуллиным «Прикладные задачи космических тросовых систем»;

- на 47-ых Чтениях Ю.А. Садовым, А.Б. Нуралиевой «Геостационарная станция – этап создания космического лифта»;

- на 48-ых Чтениях Ю.А. Садовым, А.Б. Нуралиевой «Космический лифт как элемент околоземной космической инфраструктуры».

За прошедшие 10 лет под руководством действительного члена РАКЦ, одного из основателей Академии, кандидата технических наук В.В. Балашова были представлены доклады, раскрывающие основы прогнозирования К.Э. Циолковского по развитию космических транспортных систем и другой космической и авиационной науки и техники [1-11]. Так,

- на 40-ых Чтениях В.В. Балашовым и Т.Н. Желниной был сделан доклад «Космическая транспортная система К.Э. Циолковского – взгляд спустя столетие»;

- на 41-ых Чтениях теми же авторами – доклад «О работе К.Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926)»;

- на 42-ых Чтениях В.В. Балашовым и Б.Х. Давидсоном – доклад «Формула Циолковского – основополагающее соотношение ракетодинамики»;

- на 43-их Чтениях В.В. Балашовым и А.В. Смирновым – доклад «Прогнозирование развития авиационной и космической транспортных систем»;

- на 44-ых Чтениях В.В. Балашовым и А.В. Смирновым – доклад «Задача формирования бизнес-концепции перспективного летательного аппарата»;

- на 45-ых Чтениях В.В. Балашовым, А.В. Смирновым и Т.О. Цейтлиной – доклад «Принципы и методы построения моделей сложных технических систем»;

- на 46-ых Чтениях В.В. Балашовым, А.В. Смирновым, А.В. Шустовым – доклад «Формирование научно-технического задела в целях поиска новых технических решений и создания новых образцов летательной техники»;

- на 47-ых Чтениях В.В. Балашовым, А.В. Смирновым, Т.О. Цейтлиной – доклад «Формирование информационной модели сложной технической системы»;

- на 48-ых Чтениях В.В. Балашовым, А.В. Смирновым, Т.О. Цейтлиной – доклад «Прогнозирование развития сложных технических систем»;

- на 49-ых Чтениях В.В. Балашовым, А.В. Смирновым, Т.О. Цейтлиной – доклад «Методологические основы исследования сложных систем».

Особо необходимо отметить выступления на секции члена Оргкомитета Научных чтений памяти К.Э. Циолковского, Т.Н. Желниной, которая практически посвятила свою жизнь изучению и исследованию творческого научного наследия К.Э. Циолковского, она много лет плодотворно работает в научных библиотеках и исторических архивах не только в России, но и в Германии. Результаты её научных исследований были освещены [1-3, 6, 7]:

- на 40-ых Чтениях в докладе «Космические транспортные средства К.Э. Циолковского»;

- на 41-ых Чтениях в докладе «Работа К.Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926) в зеркале своей эпохи»;

- на 42-ых Чтениях в докладе «Полёт в космос на ракете, стартующей с самолёта: генезис идеи»;

- на 45-ых Чтениях в докладе «Эскадра ракет», «эскадра ракетопланов» или составная ракета: на основе какого летательного аппарата К.Э. Циолковский намеревался решить проблему достижения космической скорости в 1934-1935 г.г.»;

- на 46-ых Чтениях в докладе «Развитие идеи космической станции (до 1957 г.)».

Тематика космических транспортных систем, начатая К.Э. Циолковским, и пропагандируемая на секции В.В. Балашовым и Т.Н. Желниной, получила своё развитие в докладах и других учёных и специалистов [1-11].

Например,

- на 40-ых Чтениях Н.А. Брюхановым был сделан доклад на тему «Пилотируемый перспективный корабль «Клипер»;

- на 41-ых Чтениях Н.В. Колесником был сделан доклад «Межорбитальный буксир с ЭРДУ для лунных перелётов»; Н.А. Егоровым, Н.Г. Медведевым, Р.А. Соломкиным – доклад «Об одном варианте компоновки корабля возвращения к Земле»; Д.Л. Раковым, Ю. Торбеком – доклад «Структурный синтез перспективных космических систем»; С.Е. Пугаченко, А.А. Горбанем – доклад «Применение унификации и блочно-модульного принципа построения конструкции элементов космической транспортной системы»; И.В. Вагнером, М.Н. Охочинским – доклад «Ракетная транспортная система для Луны»; Д.М. Охочинским – доклад «Выбор ракетного средства выведения полезной нагрузки на орбиту»;

- на 42-ых Чтениях У.Н. Закировым, ветераном отечественной космонавтики, доктором физико-математических наук, – доклад «Экзопланеты как объекты исследования для межзвёздных миссий. Оценки энергобаллистических характеристик»; А.И. Кузиным, С.Н. Лозиным, А.А. Нестеренко, В.Г. Петуховым, С.Е. Пугаченко, И.А. Соболевым, А.Ю. Юрьевым – доклад «Формирование технических требований к транспортной системе для полётов к Луне и Марсу»; Г.Э. Лазаренко, В.И. Ярыгиным – доклад «Системный анализ и выбор энергодвигательных установок космических аппаратов для изучения внешних планет»; В.М. Кульковым – доклад «Проектные аспекты разработки и анализ эффективности применения ЭРД в качестве маршевых двигателей для решения транспортных задач в космосе»; С.Д. Ковалём – доклад «Анализ вариантов транспортной системы Земля-Луна-Земля для обслуживания лунных баз»; ветераном отечественной космонавтики Ю.В. Бирюковым – доклад «Циолковский и принцип ступенчатости осуществления космических полётов»;

- на 43-их Чтениях С.Е. Пугаченко, А.А. Горбанем – доклад «Перспективы использования опыта создания и эксплуатации функционального грузового блока «Заря» при дальнейшем освоении космоса»; В.В. Цепляевым – доклад «Основа разработки концепции межпланетных пилотируемых экспедиций – полёты на Марс»;

- на 44-ых Чтениях С.Н. Лозиным, В.Ю. Юрьевым, В.Г. Власенко, Д.М. Федотовым, М.А. Махненко – доклад «Анализ многоразовой РН для осуществления пилотируемых полётов на Луну»; А.А. Нестеренко, В.Ю. Юрьевым, Д.В. Морозовым, Д.М. Федотовым, Д.А. Орехановым – доклад «Анализ характеристик пилотируемого посадочно-взлётного марсианского корабля»;

- на 45-ых Чтениях В.В. Салминым, К.В. Петрухиной – доклад «Методика выбора оптимальных схем доставки полезных грузов на удалённые орбиты с использованием двигателей большой и малой тяги»; А.И. Кузиным, С.Н. Лозиным, П.А. Леховым, А.И. Семёновым, В.Ю. Юрьевым – доклад «Концепция ГКНПЦ им. Хруничева по созданию многоразовой ракетно-космической системы первого этапа»; С.Н. Лозиным, А.А. Нестеренко, В.Ю. Юрьевым, В.Г. Власенко, М.А. Махненко, Д.В. Морозовым, Д.М. Федотовым – доклад «Предварительный анализ средств выведения для пилотируемых полётов на Марс»;

- на 46-ых Чтениях В.Ю. Юрьевым, В.Г. Власенко, Д.В. Морозовым, И.А. Соболевым – доклад «Возвращаемый аппарат с воздушно-реактивной двигательной установкой»; А.В. Ропотом – доклад «Космический аппарат УТМ-Д на основе унифицированного транспортного модуля с солнечной электроракетной двигательной установкой»;

- на 47-ых Чтениях В.Ю. Юрьевым, Д.В. Морозовым, Д.М. Федотовым – доклад «Сравнительный анализ космических средств для реализации пилотируемой программы освоения Луны»;

- на 48-ых Чтениях О.А. Сапрыкиным, В.Н. Боровенко, В.П. Лебеденко, А.Г. Успенским – доклад «Оценка и анализ энергетических затрат для перевода МКС (РС МКС) на орбиту искусственного спутника Луны в качестве лунной орбитальной станции»; К.С. Ёлкиным, В.И. Мироновым, О.А. Сапрыкиным, В.Г. Соболевским – доклад «Концепция и баллистическое обоснование перспективного малоразмерного космического аппарата, возвращаемого на Землю с эллиптической орбиты ИСЗ и осуществляющего точную широтную посадку в заданном районе на территории Российской Федерации»;

- на 49-ых Чтениях А.А. Барабановым, С.Г. Ребровым, Б.П. Папченко, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоевым, А.В. Семенкиным,

С.В. Янчуром – доклад «Организация связанных космических систем из малых космических аппаратов и транспортного энергетического модуля с ядерной энергетической установкой» [11].

Сопредседатель секции №2 Т.Н. Тян со своими учениками и коллегами представлял доклады, связанные с обработкой космических радиосигналов, с дистанционным зондированием Земли, с разработкой программного обеспечения космических аппаратов [4-11]. Так,

- на 43-их Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым и Т.Н. Тяном был сделан доклад на тему «Особенности обработки космических радиолокационных данных при определении малых смещений поверхности Земли»;

- на 44-ых Чтениях этими же авторами был сделан доклад «Экспериментально-демонстрационный фрагмент системы обработки данных дистанционного зондирования Земли»;

- на 45-ых Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым, А.А. Данилкиным, Т.Н. Тяном – доклад «Концепция расширения экспериментально-демонстрационного фрагмента до полнофункциональной системы обработки данных ДЗЗ»;

- на 46-ых Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым, И.В. Воронковым, А.А. Данилкиным, Н.И. Ефимовым, В.Н. Пантелеймоновым, Т.Н. Тяном – доклад «Проектирование единой геоинформационной платформы на основе данных ДЗЗ»;

- на 47-ых Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым, А.А. Данилкиным, Н.И. Ефимовым, П.В. Рудченко, Т.Н. Тяном – доклад «Моделирование информационной системы обработки данных ДЗЗ»;

- на 48-ых Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым, А.А. Данилкиным, Т.Н. Тяном – доклад «Система автоматизированного построения трёхмерных моделей объектов»; К.С. Кондрашовым, В.Н. Воронковым, Т.Н. Тяном – доклад «Принципы и особенности разработки программного обеспечения космических аппаратов и его отладки в реальном времени»;

- на 49-ых Чтениях В.В. Самойловым, В.Н. Воронковым, А.А. Данилкиным, Т.Н. Тяном – доклад «Автоматизированная система моделирования изображений при космической съёмке»; К.С. Кондрашовым, В.Н. Воронковым, Т.Н. Тяном – доклад «Определение оптимальной ориентации узкоугольной камеры на борту космического аппарата для съёмки космических объектов».

Кроме Т.Н. Тяна и его коллег, аппаратуре, съёмке и дистанционному зондированию Земли из космоса были посвящены доклады и других

авторов, которые для этих целей использовали ТК «Прогресс» и другие КЛА [2, 4, 6]. Так,

- на 41-ых Чтениях авторами Д.Н. Рулевым, Т.В. Матвеевой, В.В. Цветковым был представлен доклад на тему «Оптимизация программы наблюдений объектов на земной поверхности, выполняемых с помощью ТК «Прогресс»»;

- на 43-их Чтениях М.И. Кислицким – доклад «Космическая система «Север» как эффективное средство обеспечения потребителей космической информации»; К.Б. Добросовестновым – доклад «Численное исследование рабочих характеристик элементов фермы оптических приборов»; А.С. Полюхиным – доклад «Опыт создания конструкций, используемых совместно с оптической аппаратурой»;

- на 45-ых Чтениях А.В. Артемьевым – доклад «Изучение вселенной аппаратами «Спектр»; на 48-ых Чтениях В.М. Вишняковым, В.В. Риман, А.И. Коваленко, С.Л. Внотченко, К.С. Емельяновым – доклад «Перспективы лётной технологической отработки целевой аппаратуры ДЗЗ и связи на специализированных посещаемых орбитальных станциях».

Частыми гостями и участниками Чтений были учёные из Германии [2-4, 6-11]. Так,

- на 41-ых Чтениях Й. Шварц сделал доклад на тему «TerraSAR-X готов к старту»;

- на 42-ых Чтениях учёные и специалисты Х. Маас, Й. Шварц, К.-Д. Мислинг, Х.-Й. Скотке, Е. Борг – доклад «Центр космических приложений реального времени»;

- на 43-их Чтениях Н. Gerighausen, E. Borg, B. Fichtelmann, A. Gunther, H.-H. Vajen, C. Wloczyk, E. Zabel, H. Maass. – «Validation and calibration of remote sensing data products on test site DEMMIN»;

- на 45-ых Чтениях К.-D. Missling, H. Damerow, M. Habermeyer, H. Kaufmann, H. Maass, H. Muhle, R. Muller, J. Schwarz, T. Storch, M. Tegler, T. Tian – «Payload Ground Segment of the EnMAR Mission»;

- на 46-ых Чтениях D. Tomecki, H. Damerow, J. Schwarz, H. Maass – «Evolution of multimission Ground Station Neustrelitz towards support of NearReal Time applications»;

- на 47-ых Чтениях С. Krafft, H. Barkmann, N. Jakowski, W. Andree, K.-D. Missling, H. Maass – «German student project SOFIE for space weather research»;

- на 48-ых Чтениях – D. Krauze, H. Maass, E. Schwarz – «Near Real Time Ship Detection Service»;

- на 49-ых Чтениях Й. Поллекс, Е. Борг, Г.-Ю. Вольф, Х. Маасс, Г. Гудер, К.-Д. Мислинг – «Управление данными и долговременное

хранение данных дистанционного зондирования в немецком центре DFD – состояние и тенденции».

За прошедшие 10 лет соруководителем секции №2, академиком РАКЦ, Президентом Казанского регионального отделения РАКЦ, доктором технических наук, профессором Алтуниным В.А. и его учениками были представлены доклады о результатах экспериментальных исследований особенностей тепловых процессов в жидких и газообразных углеводородных горючих, на основе чего были созданы новые методики расчётов перспективной аэрокосмической и космической техники повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, эффективности, экономичности и экологичности, разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы форсунок, фильтров, каналов, новых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) многоразового использования (ЖРДМИ), ЖРДМИ малой тяги (ЖРДМИМТ) – для эффективной работы в космосе выносной тросовой артиллерийской платформы (ВТАП) – и других аэрокосмических и космических энергоустановок (ЭУ) и энергоустановок многоразового использования (ЭУМИ), новых ложных тепловых целей многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях для защиты ЛА, КЛА от средств нападения противника (или террористов), жидкостных датчиков и приборов замера микро- и гравитации в земных и космических условиях, новых систем очистки орбит от космического мусора двойного назначения, новых систем защиты космических ЛА от лазерного оружия и приближающихся объектов, новых артиллерийских систем наземного и космического базирования двойного назначения, новых датчиков и систем контроля за тепловыми и другими процессами – для всех выше перечисленных двигателей и систем – с выводом оперативных данных о негативных процессах в бортовой и наземный компьютер, на табло лётчика, космонавта, наземного оператора. Некоторые результаты исследований и патенты на изобретения были использованы при создании космических энергоустановок (ЖРД) «Курс» и «Барьер», при разработке систем контроля и управления ВРД для ЛА 5 поколения, при разработке новой космической робототехники для ближнего и дальнего космоса (в том числе для освоения Луны и Марса), при создании систем защиты ЛА, КЛА от приближающихся объектов и лазерного оружия, при создании и доводке газотурбинных двигателей наземного применения для перекачки природного газа метан, при создании горелочных устройств для мобильных подогревательных установок систем обработки нефтяных скважин, для создания новых учебных программ для технических вузов и др. Дальнейшее применение результатов исследований, данных разработок и изобретений позволит создавать

перспективную отечественную аэрокосмическую и ракетно-космическую технику нового поколения повышенных характеристик по надёжности, безопасности, ресурсу, эффективности, экономичности и экологичности. Так, например [1-11],

- на 40-ых Чтениях доклад В.А. Алтунина «Разработка и анализ способов и средств защиты аэрокосмических и космических систем от приближающихся объектов и тепловых ударов» был посвящён разработке и анализу новых и перспективных способов и средств защиты аэрокосмических и космических систем от приближающихся объектов, включая средства нападения противника, и тепловых ударов, включая удары боевых лазеров различного базирования;

- на 41-ых Чтениях доклад В.А. Алтунина «Методика расчёта увеличения коэффициента теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям в аэрокосмических и космических энергоустановках многоразового использования» раскрывал новую методику учёта увеличения коэффициента теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям в рубашках охлаждения аэрокосмических и космических энергоустановок многоразового использования в различных зонах, включая зоны критических давлений в условиях естественной и вынужденной конвекции жидких углеводородных горючих и охладителей;

- на 42-ых Чтениях в докладе В.А. Алтунина «Оценка эффективности применения результатов исследований особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании и эксплуатации перспективных аэрокосмических и космических энергоустановок и техносистем многоразового использования» была показана новая методика и новый подход к оценке эффективности применения результатов исследований особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании и эксплуатации перспективных аэрокосмических и космических энергоустановок и техносистем многоразового использования при позитивных и негативных тепловых процессах в топливоподающих и охлаждающих каналах;

- на 43-их Чтениях в докладе В.А. Алтунина «Некоторые пути развития ЖРД многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях» были раскрыты некоторые новые пути развития ЖРД многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях без применения и с применением электростатических полей, в которых разработана и ведётся новая всесторонняя борьба с осадкообразованием в форсунках, каналах и фильтрах, планируется и организуется эффективная борьба с термоакустическими автоколебаниями

(ТААК) давления по предотвращению локальных перегревов и прогаров стенок рубашек охлаждения, предложены конструкции, где ТААК давления могут вызываться специально и искусственно – для очистки каналов от твёрдых углеродистых отложений с дальнейшим их удалением или дожиганием в сопле (соплах) ЖРДМИ – при работе ЖРДМИ на орбите;

- на 44-ых Чтениях в докладе В.А. Алтунина «Методика учёта особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании систем контроля и управления энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования» была разработана, запатентована и показана новая методика учёта позитивных и негативных особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании новых и перспективных систем контроля и управления энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования, где необходимые сигналы выводятся в бортовой и наземный компьютер, а также на информационное табло космонавта, лётчика, наземного оператора;

- на 45-ых Чтениях в докладе В.А. Алтунина: «Разработка и применение ложных тепловых целей для защиты аэрокосмических и космических летательных аппаратов» была показана новая и перспективная методика искусственного выращивания углеродистого осадка и способов его дожигания в сопле эффективной и экономичной ложной тепловой цели (ЛТЦ) многоразового использования; в докладе В.А. Алтунина и др. «Разработка конструктивных схем жидкостной и газовой артиллерии» была показана разработка новых и перспективных конструктивных схем жидкостной и газовой артиллерии наземного, воздушного и космического базирования;

- на 46-ых Чтениях В.А. Алтуниным, К.В. Алтуниным, Ф.Н. Дресвянниковым, Ю.Ф. Гортышовым, М.Л. Яновской в докладе «Анализ возможностей применения электростатических полей для повышения эффективности энергоустановок и техносистем аэрокосмического и космического базирования» был проведен анализ возможностей нового и всестороннего применения электростатических полей для повышения эффективности, надёжности, ресурса, выживаемости, безопасности, экономичности и экологичности перспективных энергоустановок и техносистем одно- и многоразового использования аэрокосмического и космического базирования;

- на 47-ых Чтениях В.А. Алтуниным, К.В. Алтуниным, Ю.Ф. Гортышовым, Ф.Н. Дресвянниковым, Л.А. Обуховой,

Е.Н. Платоновым, М.Л. Яновской в докладе «Техника и методика экспериментальных исследований особенностей тепловых процессов в углеводородных горючих в земных и космических условиях» была показана техника и методика экспериментальных исследований особенностей тепловых процессов в жидких и газообразных углеводородных горючих при их естественной и вынужденной конвекции без применения и с применением электростатических полей в земных и космических условиях;

- на 48-ых Чтениях В.А. Алтуниным, К.В. Алтуниным, В.П. Демиденко, Л.А. Обуховой, Е.Н. Платоновым, М.Л. Яновской в докладе «Некоторые проблемы развития жидкостных ракетных двигателей многоразового использования (90-летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова – посвящается)» были раскрыты проблемы ЖРД и ЖРДМИ, связанные с увеличением их ресурса, надёжности, эффективности, безопасности и экономичности в условиях их эксплуатации на орбите, а также на Земле – при добыче тяжёлых нефтей, при создании систем экстренного торможения для перспективных скоростных экранопланов, при изучении горячей плазмы и др.; доклад посвящался 90-летию со дня рождения академика РАН В.Е. Алемасова – соратника академика РАН В.П. Глушко, соавтора учебника «Теория ракетных двигателей» и 10-ти томного справочника по теплофизическим свойствам продуктов сгорания ракетно-космических двигателей (написанных и опубликованных под редакцией В.П. Глушко), дважды Лауреата Государственной премии СССР, действительного члена Международной академии астронавтики, почётного академика Российской академии естественных наук, почётного члена Академии наук Республики Татарстан, заслуженного деятеля науки и техники РТ и РФ, им была создана научная Школа-семинар для молодых учёных, которую организуют и проводят ученики Вячеслава Евгеньевича и в наши дни; в 2014 г. в Республике Татарстан для молодых учёных, достигших больших успехов в научной и изобретательской работе, учреждена Государственная премия им. академика В.Е. Алемасова. В.Е. Алемасов для Алтунина В.А. являлся главным научным руководителем при работе над кандидатской и докторской диссертациями и при написании монографий;

- на 49-ых Чтениях В.А. Алтуниным, В.П. Демиденко, Е.Н. Платоновым, А.А. Мироновым, М.Р. Абдуллиным, Л.А. Обуховой, С.Я. Кохановой, М.Л. Яновской в докладе «Некоторые пути развития космической артиллерии» были подробно описаны и раскрыты новые пути развития космической артиллерии двойного назначения, которую предполагается использовать не только для защиты КЛА от

приближающихся объектов на орбите, но и для экологической очистки от космического мусора, для выработки дополнительной электроэнергии, а также при промышленном освоении Луны – для экстренной переброски малогабаритных грузов – контейнеров с медикаментами, инструментами, питанием, накопителями (батареями, механическими устройствами) электроэнергии и др. – для участников лунных экспедиций – в различных аварийных и опасных ситуациях, для экстренного освещения участков лунной поверхности, для подачи звуковых и световых сигналов, для экстренной переброски контейнеров с различными грузами на лунную орбиту – для нужд КЛА и обратно – на поверхность Луны – для лунных поселений, для обмена контейнерами между КЛА на лунных орбитах. Соавтор – Демиденко В.П. – доктор технических наук, профессор, академик Академии военных наук, академик Международной академии информатизации, академик Международной академии транспорта, заслуженный деятель науки и техники РФ, ветеран Вооружённых Сил РФ, ныне – генерал-майор запаса, в 1975-1980 г.г., будучи заместителем начальника Казанского высшего военного инженерно-командного училища ракетных войск по учебной и научной работе, являлся и руководителем кружка военно-научного общества (ВНО) курсантов, именно он привил любовь к науке и изобретательской работе в те годы и курсанту Алтунину В.А. и навсегда стал его Главным Учителем.

Одним из основных вопросов в освоении космического пространства К.Э. Циолковский считал развитие двигателей. И сегодня мы видим, что, например, воздушно-реактивные двигатели (ВРД) и гибридные двигатели широко применяются или планируются к применению: на самолётах-авиаматках (с ВРД), с которых могут стартовать КЛА (с различными ЖРД), с ракетными двигателями твёрдого топлива (РДТТ), с гибридными двигателями; на воздушно-космических самолётах (ВКС) (с гибридными двигателями многоразового использования). Продолжают модернизироваться космические ракеты с ЖРД и РДТТ наземного (сухопутного) и морского базирования. Большое развитие получили электроракетные двигатели. Ускоренными темпами развиваются ядерные ракетные двигатели и двигатели с применением лазерных технологий.

Проблемы ВРД и гибридных двигателей на жидких углеводородных горючих и охладителях были показаны [6, 7]:

- на 45 Чтениях К.В. Алтуниным в докладе «Влияние осадкообразования на работоспособность ВРД на жидком углеводородном горючем»;

- на 46 Чтениях В.Ю. Юрьевым, В.Г. Власенко, Д.В. Морозовым, И.А. Соболевым (тема доклада упоминалась ранее в рубрике о транспортных космических системах).

Новые разработки жидкостных (ЖРД), твёрдотопливных (РДТТ), гибридных и других двигательных установок (ДУ) на секции представили учёные и конструкторы из различных ВУЗов, НИИ, КБ [3, 8-10]. Так,

- на 42-ых Чтениях в своём докладе «Определение характеристик взлётно-посадочной двигательной установки лунной ракетной транспортной системы» И.В. Вагнер и М.Н. Охочинский предложили и обосновали новую схему экономичного РДТТ для различных транспортных космических задач с модульными ДУ, которые возможно собирать и монтировать как в земных, так и в «полевых» условиях лунной базы;

- на 47-ых Чтениях д.т.н., профессор Б.Е. Байгалиев со своим учеником А.Г. Тумаковым в докладе «Разработка перспективных лопаток гибридного двигателя для воздушно-космического самолёта» открыл на секции №2 рубрику создания новых высокотемпературных, прочных и высоконадёжных лопаток для двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования на основе создания нового пористого материала из металлорезины, над чем работают учёные всего мира;

- на 48-ых Чтениях эта тематика была продолжена в докладе Б.Е. Байгалиева, А.Г. Тумакова, Е.А. Тумакова «Особенности применения закона Дарси при исследовании и разработках лопаток гибридного двигателя перспективного воздушно-космического самолёта»; В.А. Алтуниным, К.В. Алтуниным, В.П. Демиденко, Л.А. Обуховой, Е.Н. Платоновым, М.Л. Яновской в докладе «Некоторые проблемы развития жидкостных ракетных двигателей многократного использования (90-летию со дня рождения академика В.Е. Алемасова – посвящается)» были предложены новые запатентованные конструктивные схемы ЖРД и ЖРДМИ повышенных характеристик по ресурсу, надёжности, эффективности и экономичности (информацию см. выше);

- на 49-ых Чтениях возможности новых пористых материалов были также предложены для создания нового и перспективного электроракетного двигателя в докладе Б.Е. Байгалиева, Е.А. Тумакова, А.И. Ибрагимова, Д.В. Кошелева «Исследование возможности создания верньерного электроракетного двигателя».

Проблемы проектирования, разработки, создания и эксплуатации электроракетных двигателей (ЭРД) также были раскрыты [3, 4, 6, 7]:

- на 42-ых Чтениях С.Ф. Стойко, Р.М. Абдулхаликовым, Р.И. Бегловым, Н.А. Егоровым, Н.В. Колесником – «Межорбитальный буксир с ЭРДУ для лунных перелётов»; В.М. Кульковым (тема доклада упоминалась выше – в рубрике о транспортных космических системах);

- на 43-их Чтениях Ю.Г. Коротким, Г.Л. Лиозновым, А.А. Расновским – «Стратегическая задача космической деятельности в 21 веке – использование внеземных ресурсов для энергоснабжения Земли», где для осуществления задач по промышленному освоению Луны и астероидов предлагается использовать ядерные электроракетные двигатели (ЯЭРД);

- на 45-ых Чтениях В.В. Салминым, К.В. Петрухиным (тема доклада упоминалась ранее в рубрике о транспортных космических системах);

- на 46-ых Чтениях А.В. Ропотом – «Космический аппарат УТМ-Д на основе унифицированного транспортного модуля с солнечной электроракетной двигательной установкой».

Если в докладах В.А. Алтунина раскрывались новые системы защиты КЛА от тепловых ударов и лазерного оружия, то в докладе А.Г. Саттарова и А.Р. Бикмучева «Определение необходимого количества лазерной энергии, достаточной для выведения космического аппарата с малой начальной массой на околоземную орбиту лазерными ракетными двигателями» [8] на 47-ых Чтениях наоборот – лазерный луч используется для создания нового отечественного лазерного двигателя и КЛА в целом. Руководители секции №2 уверены, что эти учёные и далее будут представлять на Чтениях свои новые и уникальные разработки и достижения.

Доклады, связанные с ядерными ракетными двигателями и энергоустановками (ЯЭУ) для дальних полётов в космосе, их проектированием, созданием и эксплуатацией сделали [4, 6, 10]:

- на 43-их Чтениях Ю.Г. Короткий, Г.Л. Лиознов, А.А. Расновский – «Стратегическая задача космической деятельности в 21 веке – использование внеземных ресурсов для энергоснабжения Земли», где предложено использовать ЯРД: а) в составе ядерно-взрывной двигательной системы (ЯВДС) для буксирования на земную орбиту астероидов; б) в составе электроракетного двигателя для межорбитальных буксиров для транспортировки ЯВДС и их компонентов к астероидам;

- на 45-ых Чтениях С.Н. Лозин, А.А. Нестеренко, В.Ю. Юрьев, В.Г. Власенко, М.А. Махненко, Д.В. Морозов, Д.М. Федотов (тема доклада упоминалась ранее в рубрике о транспортных космических системах);

- на 49-ых Чтениях А.А. Барабанов, С.Г. Ребров, Б.П. Папченко, К.М. Пичхадзе, В.К. Сысоев, А.В. Семенкин, С.В. Янчур [11] (этот доклад

также упоминался выше в рубрике о транспортных космических системах).

Различные ДУ и ЭУ для осуществления программ отечественных транспортных космических систем рассматривались на 42-ых Чтениях [8] Г.Э. Лазаренко и В.И. Ярыгиным в докладе «Системный анализ и выбор энерго-двигательных установок космических аппаратов для изучения внешних планет»: химический (кислород+водород) ракетный двигатель, солнечно-водородная ДУ с прямым нагревом солнечным излучением, электротепловой водородный ракетный двигатель с автономным питанием, электрореактивный двигатель с питанием от термоэмиссионного реактора-преобразователя, химический (кислород+водород) ракетный двигатель с получением топливных компонент гидролизом воды и энергетическим обеспечением от термоэмиссионного реактора-преобразователя.

Особое место в тематике секции №2 занимали доклады, связанные с разновидностями систем охлаждения ДУ, ЭУ и других техносистем (например, баков горючего ЛА, КЛА при тепловых ударах и лазерной атаке) различного назначения и базирования. Так, в докладах В.А. Алтунина (были приведены выше) рассматривались способы охлаждения ЖРД, ВРД и др., ЭУ и техносистем [1-11]:

а) путём применения особенностей тепловых процессов в жидких и газообразных углеводородных горючих (УВГ) и охладителях (УВО): это увеличение коэффициента теплоотдачи в 2-3 раза за счёт создания зоны критических давлений (для жидких УВГ и УВО); это увеличение коэффициента теплоотдачи на 40% за счёт возникновения и поддержания термоакустических автоколебаний давления (для жидких УВГ и УВО); увеличение давления в системе топливоподачи и охлаждения (для газообразных УВГ и УВО);

б) путём применения электростатических полей в жидких и газообразных УВГ и УВО: это увеличение коэффициента теплоотдачи до 650% (в жидких УВГ и УВО); это увеличение коэффициента теплоотдачи до 300% (в газообразных (метановых) УВГ и УВО);

в) путём гибридного применения одновременно особенностей теплоотдачи и электростатических полей в жидких и газообразных УВГ и УВО;

г) путём создания топливно-охлаждающих каналов с искусственными интенсификаторами теплоотдачи без применения электростатических полей, с полями, гибридно.

Охлаждению космических аппаратов (КА) (космических спутников (КС)) были посвящены доклады учёной из Украины Т.А. Тарановой, в которых раскрывались способы конструктивного решения оптимального

распределения температуры по всему КС (при определённом расположении внешних стенок и экранов КА) [1, 2]. Так,

- на 40-ых Чтениях Т.А. Тарановой был сделан доклад на тему «Определение погрешности расчёта температур в зависимости от неопределённости исходных параметров при тепловых расчётах КА»;

- на 41-ых Чтениях Т.А. Тарановой – доклад «Оценка влияния на тепловой режим КА отклонений от номинальных значений теплофизических параметров».

В работах Б.Е. Байгалиева были показаны способы охлаждения и способы повышения термоустойчивости лопаток ДУ и ЭУ различного назначения и базирования путём разработки и применения нового пористого материала (металлорезины) (темы докладов были представлены выше) [9-11].

Ветеран отечественной космонавтики и Вооружённых Сил РФ, к.т.н., доцент В.А. Керножицкий со своим учеником – к.т.н., с.н.с. А.В. Колычевым разработали и продолжают разрабатывать новую отечественную систему охлаждения головок и корпусов гиперзвуковых, аэрокосмических и космических ЛА и техносистем путём отвода тепла с помощью термоэмиссии. Новые конструктивные схемы, патенты на изобретения и результаты экспериментальных исследований они представляли [4-7, 9-11]:

- на 43-их Чтениях в докладе «Термоэмиссионные источники электрической энергии гиперзвукового летательного аппарата»;

- на 44-ых Чтениях в докладе «Метод электронного охлаждения элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата»;

- на 45-ых Чтениях в докладе «Пути преодоления теплового барьера в процессе освоения околоземного пространства»;

- на 46-ых Чтениях в докладе «Оценка работы идеализированной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов на примере передней кромки крылатого спускаемого аппарата системы SPACE SHUTTLE»;

- на 48-ых Чтениях в докладе «Оценка основных характеристик термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов»;

- на 49-ых Чтениях в докладе «Аспекты разработки экспериментального образца термоэмиссионной тепловой защиты».

Вопросы получения электроэнергии в космосе и рационального её использования – эта одна из актуальных задач при дальнейшем освоении космического пространства, начало которому положил великий К.Э. Циолковский. Ранее эту проблему на Чтениях поднимал Г.Г. Поляков,

который предлагал новую систему получения электроэнергии в космосе при помощи орбитальных солнечных космических зеркал (ими же он предлагал освещать целые города и участки на Земле в северных районах страны в период полярной ночи), а кроме того, он предлагал использовать тросовый зонд с воздушным генератором, который должен опускаться с КС на тросе в зону с началом атмосферного воздуха – для выработки электроэнергии, передача которой на КС, КЛА должна осуществляться по специальным проводам (закреплённым вместе с тросом). Продолжение этих идей на секции №2 было озвучено в докладе М.Ю. Беляева и его учеников и коллег (см. доклады М.Ю. Беляева и др. на 42-ых Чтениях [3]).

Проблемам космической электроэнергетики при использовании солнечных космических батарей были посвящены доклады [1, 3, 4, 7-11]:

- на 40-ых Чтениях И.В. Мельника – «Расчёт количества электроэнергии, вырабатываемой солнечными батареями при управлении ориентацией транспортных кораблей»;

- на 42-ых Чтениях Г.Э. Лазаренко, В.И. Ярыгина – (см. тему докл. выше в рубрике о транспортных космических системах), где показана и описана солнечно-водородная двигательная установка с прямым нагревом солнечным излучением; В.М. Кулькова (см. тему докл. ранее в рубрике о транспортных космических системах), где раскрыта конструктивная схема ЭРД в составе солнечной энергетической установки (СЭУ);

- на 43-их Чтениях Ю.Г. Короткого, Г.Л. Лиознова, А.А. Расновского (тему докл. см. выше в рубрике об ЯРД), где для производства электроэнергии предложено эффективно применять не только традиционные орбитальные солнечные батареи, но и организовывать передачу электроэнергии из космоса на Землю по СВЧ-радиолучу; также предложено передавать на Землю при помощи космических орбитальных зеркал световую и тепловую энергию, которую можно полностью или частично преобразовывать в электрическую, также возможно осуществлять освещение городов и промышленных объектов в период полярной ночи, применять тепло для различных бытовых и промышленных целей (например, для теплиц – за полярным кругом и др.), откуда видно, что идеи Г.Г. Полякова продолжают жить и развиваться;

- на 46-ых Чтениях А.В. Ропота (тему докл. см. выше в рубрике об ЭДУ), где для производства электроэнергии на борту КЛА применяется солнечная батарея, которая питает ЭРД;

- на 47-ых Чтениях Д.Н. Рулева (см. тему докл. выше в рубрике об исследованиях на МКС), он предлагает учитывать и использовать солнечное излучение, отражённое от Земли (с поверхности океана и др.) и

генерировать его в электроэнергию для нужд экспериментальных исследований;

- на 48-ых Чтениях Я.А. Хмельницкого – «Создание базовых элементов систем электроснабжения перспективных космических аппаратов на примере каркаса солнечной батареи «Аист», выполненной из углепластика»;

- на 49-ых Чтениях Д.Н. Рулева, К.А. Новиченкова, М.В. Черемисина, Э.Э. Сармина (см. тему докл. выше в рубрике о научных экспериментах на МКС), где показаны результаты исследований отражённой солнечной энергии от земной поверхности при экспериментах на МКС, что является продолжением доклада Д.Н. Рулева на 47-ых Чтениях.

В.А. Керножицкий и А.В. Колычев внесли свою достойную лепту в острую и актуальную проблему космической энергетики (см. их доклады выше) путём организации термоэмиссионных систем и устройств на нагреваемых участках ЛА, КЛА, КС [4-11]. В.А. Алтунин [1-11] предлагает для получения электроэнергии утилизировать механическую, тепловую, световую, газодинамическую энергию аэрокосмических и космических ДУ, ЭУ и техносистем (например, от стрельбы космической артиллерии) с дальнейшим её использованием не только для бытовых нужд на земной или лунной и др. орбитах, в лунных поселениях, но и для обеспечения работы технических систем: рабочих участков с электростатическими полями – для обеспечения эффективной работы рубашек охлаждения ДУ, ЭУ; для обеспечения подачи горючего (охладителя) и его электрораспыла через форсунки путём создания гидро-электроконвекции – при аварийных ситуациях при поломке основных насосных систем; для борьбы с осадкообразованием и ТААК давления в системах охлаждения и подачи горючего; для проведения полной предтопливной подготовки УВГ (УВО); для обеспечения работы жидкостных датчиков и приборов замера степени и вида микро- и гравитации; для борьбы с пузырями на сетках в баках горючего ЛА, КЛА, КС; для ионизационного контроля процесса горения за соплом ДУ, ЭУ; для обеспечения производства выстрелов жидкостной (газовой) артиллерии путём электровзрыва жидкого (газообразного) метательного вещества. Им также предложены механические и электрические накопители энергии, помещённые в специальные капсулы-цилиндры, с целью всестороннего их использования (особенно при промышленном освоении Луны), в том числе и при транспортировании в экстренных ситуациях космической артиллерией.

Другая проблема современного Космоса – это орбитальный космический мусор и защита КЛА, КС от различных частиц и осколков.

Эту актуальную проблему на секции №2 решали в своих докладах [1, 3, 7, 11]:

- на 40-ых чтениях В.А. Алтунин (тему докл. см. выше в рубрике работ В.А. Алтунина), где им предложены новые способы и новые конструктивные схемы очистки орбиты от космического мусора при помощи подвижных и управляемых экранов (с ЖРДМТМИ и средствами поражения) тройного назначения (для защиты КС, КЛА от лазерных ударов, от приближающихся объектов);

- на 42-ых Чтениях А.С. Кипин, А.В. Емельянова, П.А. Григорьев, Е.С. Кондратова – «Астероидная опасность – миф и реальность. Электромагнитная система защиты космических аппаратов от орбитальных осколков»;

- на 46-ых чтениях В.А. Керножицкий, А.В. Колычев, Д.В. Колычев – «Орбитальные осколки – новый геополитический фактор и вызов времени», где ими предложены конкретные конструктивные и запатентованные схемы новых систем улавливания космического мусора;

- на 49-ых Чтениях Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик, А.В. Пашков – «Очистка низких околоземных орбит от объектов крупного космического мусора», где предложены способы очистки орбит при помощи космических тральщиков с ЭРД, которые предлагается выводить на орбиту при помощи конверсионных и экономичных РН типа «Днепр».

Тема астероидной опасности также актуальна в наши дни. Во всём мире постоянно ведутся всесторонние наблюдения за возможными объектами дальнего космоса, которые могут попасть в зону земного притяжения и нанести ощутимый вред всему человечеству. Современные учёные пытаются решать задачу по защите Земли от космической угрозы различными способами, но всемирного единого центра пока не существует из-за политических разногласий руководства ведущих стран. На секции этой проблеме были посвящены доклады [4, 6]:

- на 43-их Чтениях М.Б. Мартынова, В.Г. Поля, А.В. Симонова, К.Г. Суханова, Э.Г. Чистова, А.Е. Шершакова – «Астероидная угроза Земле и миссия разведки угрожающего астероида Апофис»; А.В. Симонова – «Полёт к астероидам главного пояса с использованием орбит искусственного спутника Марса»;

- на 45-ых Чтениях А.В. Артемьева – «Изучение вселенной аппаратами «Спектр».

Последние 15-20 лет учёные всех развитых стран ведут исследования по возможности проектирования, создания и эксплуатации малых (малогабаритных), микро- и наноспутников, которые могут выполнять те же задачи, что и тяжёлые, но с меньшими затратами на производство,

осуществление запуска и эксплуатацию. Отечественные НИИ, КБ также являются участниками этой космической международной гонки. Среди ВУЗов РФ больших успехов в создании наноспутников и их запусках на Байконуре достиг научный коллектив СГАУ им. С.П. Королёва (г. Самара) по руководством д.т.н., проф. И.В. Белоконова, который также ежегодно возглавляет летнюю студенческую космическую школу по наноспутникам, а в этом году им организуется первая в России международная конференция по проблемам повышения эффективности новых наноспутников, их систем контроля и управления. На секции эти проблемы поднимали в своих докладах [1-3, 5]:

- на 40-ых Чтениях Ю.М. Урличич, А.С. Селиванов, В.М. Вишняков, С.А. Сергеев, Ю.С. Денисов, И.В. Чурило – «Технологические наноспутники ТНС. Разработка и лётные испытания»; А.А. Ильин, Н.В. Куприянов, М.Ю. Овчинников, В.И. Пеньков, А.С. Селиванов – «Система ориентации первого Российского наноспутника ТНС-0»;

- на 41-ых Чтениях А.С. Селиванов, В.М. Вишняков, М.Ю. Овчинников, И.В. Чурило – «Наноспутниковые технологии экспериментальной отработки космической техники»;

- на 42-ых Чтениях В.Г. Осипов, С.А. Хумонен, Н.Л. Шошунов – «Запуск малых спутников с борта корабля «Прогресс» с помощью длинного троса»; Н.В. Куприянова, М.Ю. Овчинников – «Магнитные системы ориентации наноспутников типа ТНС-0»; М.Ю. Овчинников, С.С. Ткачёв – «Алгоритмы маховичных систем управления ориентацией для наноспутников»;

- на 44-ых Чтениях Д.С. Иванов, С.С. Ткачёв, М.Ю. Овчинников – «Стенд для отработки алгоритмов управления ориентацией малых спутников с помощью имитаторов импульсных двигателей»; М.Ю. Овчинников, Д.С. Иванов, Д.С. Ролдугин – «Реализация локального метода определения ориентации наноспутника»; С.А. Мирер, И.В. Прилепский – «Математическое моделирование динамики малого спутника с активной магнитной системой ориентации на испытательном стенде».

Роботы в космосе – это направление в мировой аэрокосмической и космической науке и технике очень бурно развивается последние 20 лет. Российские учёные достигли определённых успехов при разработках и испытаниях новых роботизированных космических систем. Новые отечественные разработки представили в своих докладах ведущие учёные Санкт-Петербурга и Москвы [7, 8]:

- на 46-ых Чтениях В.С. Заборовский, А.С. Кондратьев, А.С. Ильяшенко, В.А. Мулюха, А.В. Силиненко – «Сетецентрические

технологии выполнения многоцелевых операций группировкой напланетных роботов, управляемых с борта пилотируемой орбитальной станции»; К. Ландцеттель, М.Ю. Беляев, Е.В. Бабкин, О.Н. Волков, В.С. Заборовский, А.С. Кондратьев, А.В. Силиненко, В.А. Мулюха, А.С. Ильяшенко – «Удалённое управление робототехническими объектами с использованием телематических каналов связи в космических экспериментах серии «Контур»;

- на 47-ых Чтениях А.А. Новалов, С.В. Кирюнин, А.Н. Павлова – «Методы расчёта параметров управления манипуляторами», где показаны новые разработки роботов по забору грунта на поверхности Луны, Марса, Фобоса, Венеры и систем их управления.

Новые технологии программирования, конструирования и создания перспективных аэрокосмических и КЛА, их систем контроля, связи и управления были представлены в докладах [1-11]:

- на 40-ых Чтениях К.В. Псянина, В.М. Стажкова, А.В. Тулупова – «Способы представления и визуализации 3D-моделей САПР Pro\ENGINEER в среде 3D Studio MAX для решения проектно-конструкторских и прикладных задач»; К.М. Пичхадзе, А.М. Защиринского, В.Н. Дубовика, А.В. Колокольниковца – «Математическая модель плоского ударного взаимодействия посадочного аппарата с наклонной плоской поверхностью. Программная реализация модели»; А.В. Колокольниковца, В.Н. Дубовика – «Математическое и численное моделирование вертикального ударного взаимодействия сферической оболочки с горизонтальной поверхностью»;

- на 41-ых Чтениях А.А. Белкина – «Мониторинг наземных испытаний изделий РКТ с помощью специализированных аналитических систем»; А.В. Тулупова – «Использование трёхмерного моделирования при создании и управлении крупногабаритными КА»;

- на 42-ых Чтениях А.В. Колокольниковца – «Баллистическое проектирование бросковых испытаний пенетратора космического комплекса «Марс-96»; А.С. Кипина, В.А. Керножицкого – «Обеспечение жизнедеятельности космонавтов за счёт поддержания давления воздуха в отсеках космических аппаратов при их разгерметизации»;

- на 43-их Чтениях А.С. Кипина, П.А. Григорьева, В.А. Керножицкого – «Система наддува для обеспечения жизнедеятельности космонавтов при возможной разгерметизации отсеков пилотируемых космических аппаратов»; В.В. Цепляева, В.Н. Кобелева – «К вопросу о разработке методики по учёту особенностей проектирования и расчёта трёхслойных конструкций крыла самолёта лёгкого типа»;

- на 44-ых Чтениях С.В. Бронникова, И.А. Рожковой – «Тренажёр аварийных ситуаций»; Ю.О. Бахвалова, С.Е. Пугаченко, В.Д. Денисова – «Перспективы внедрения новых технологий в пилотируемых космических комплексах»; В.А. Алтунина – «Методика учёта особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании систем контроля и управления энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования»;

- на 45-ых Чтениях Ю.О. Бахвалова, С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуева, А.А. Горбаня, В.Н. Зимина, В.Е. Мешковского, И.Н. Сироткиной – «Использование методов машинного проектирования при выборе проектных параметров пилотируемых космических комплексов»; В.В. Беловой – «Оценка показателя надёжности системы на этапе наземных испытаний»; М.И. Кислицкого – «Основные проблемы двойного использования космических комплексов и пути их решения»; В.Ю. Юрьева, И.А. Соболева, Д.В. Морозова – «Проектные аспекты использования искусственной тяжести при полётах к Марсу и другим планетам»;

- на 46-ых Чтениях П.А. Боровихина, Д.Ю. Караваева – «Алгоритм расчёта двухстрочных элементов по заданному вектору состояния»; А.В. Донскова – «Принятие оперативных решений в процессе парирования нештатных ситуаций при управлении космическим аппаратом»; В.Ю. Юрьева, И.А. Соболева, Д.В. Морозова, С.В. Александрова – «Концепция исследования и освоения Луны в 21 веке»; Ю.О. Бахвалова, С.Е. Пугаченко, А.А. Лангуева, А.А. Горбаня, В.Н. Зимина, В.Е. Мешковского, И.Н. Сироткиной – «Некоторые результаты исследований пилотируемых космических комплексов с помощью учебно-исследовательского компьютерного стенда»;

- на 47-ых Чтениях М.М. Матюшина, А.В. Донскова, Н.В. Мишуровой – «Структуризация и использование знаний в процессе оперативного контроля состояния пилотируемыми космическими аппаратами»; Е.В. Рыкова, А.О. Штокал, С.Г. Потехина – «Применение технологии микродугового оксидирования алюминия при создании метеорной защиты космических аппаратов»; И.Г. Агапова, П.Г. Бабаевского, Н.А. Козлова, Г.М. Резниченко, И.В. Чурило, О.В. Чурило – «Восстановление формы, размеров и структуры поропласта на основе пенополиуретана с эффектом памяти формы в земных условиях и в условиях микрогравитации»;

- на 48-ых Чтениях С.В. Бронникова – «Методика проектирования автономных средств деятельности экипажа пилотируемого КА»; Е.М. Твёрдохлебовой, А.Г. Корсун, М.Ю. Куршакова, Е.А. Лалетиной,

О.Ю. Криволаповой, Д.А. Дзюбанова – «Радары некогерентного рассеяния – инструмент для исследований плазменных неоднородностей, создаваемых в ионосфере бортовыми ЖРД»; Ю.О. Бахвалова, И.С. Партола, С.В. Кузнецова, С.Е. Пугаченко, Р.Г. Киреева, И.И. Юрченко, В.П. Фирсова – «Исследование технических требований к средствам длительного хранения криогенных компонентов топлива для двигательных установок пилотируемых космических комплексов»; П.А. Боровихина, К.Г. Грибачёва – «Оценка погрешности определения ориентации произвольной оси космического аппарата при заданных погрешностях положения осей его строительной системы координат»; О.И. Лукьянчикова – «Применение теории управления проектами в наземных комплексах управления полётами космических аппаратов»; Д.Н. Рулева – «Методы планирования реализации режимов гравитационной ориентации вращающегося космического аппарата»;

- на 49-ых Чтениях А.В. Маркова, С.Б. Пичугина – «Оптимизация длительности подготовки космического эксперимента по экономическим показателям в условиях возможного срыва срока его исполнения»; С.В. Бронникова – «Разработка требований к технической подготовке экипажа пилотируемого космического аппарата»; А.А. Будянского, А.А. Баранова – «Решение задачи встречи, осуществляемой с помощью двигательной установки с малой тягой»; А.Ф. Надеева, А.Я. Иванченко, Д.Р. Рахимова, Р.Р. Зульхарнеева – «Программно-аппаратный комплекс моделирования радиоэлектронных инфокоммуникационных систем» [11]; В.Н. Боровенко, В.М. Вишнякова, В.П. Лебеденко – «К вопросу использования 3D-лазерных локаторов на борту космических аппаратов, совершающих полёты к некооперируемым космическим объектам»; А.И. Гневко, С.Н. Соловова, В.А. Янушкевича – «О возможности построения сверхсветовой системы связи в космосе»; А.Ю. Кутоманова, С.И. Кудрявцева – «Применение аппаратуры спутниковой навигации при решении задачи точной посадки космического аппарата на Землю»; Л.В. Савкина – «Реконфигурируемые вычислительные системы и проблемы их реализации на отечественной элементной базе для радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов».

О создании новых жидкостных датчиков и приборов замера и контроля вида и степени гравитации на жидких углеводородных горючих и охладителях ранее был сделан доклад В.А. Алтуниным (см. материалы докладов 39 Чтений и Труды этих чтений по секции №2, 2005 г.).

Руководители секции №2 полны оптимизма, энергии в деле дальнейшей пропаганды и развития идей К.Э. Циолковского, по привлечению к участию в Чтениях не только ведущих и опытных учёных и

специалистов, но и студентов, магистрантов, аспирантов и молодых учёных из России, из ближнего и дальнего зарубежья на благо развития отечественной и международной космонавтики.

Мы – руководители секции №2: «Проблемы ракетной и космической техники» Научных чтений РАН, посвящённых памяти К.Э. Циолковского, глубоко верим, что скоро наступит время, когда прекратятся различные межнациональные конфликты и локальные войны, когда люди всех стран независимо от национальности и сословия будут с огромным увлечением и энтузиазмом заниматься мировыми проблемами освоения космического пространства, т.к. это единственный путь сохранения человечества, о чём писал великий К.Э. Циолковский.

Л и т е р а т у р а

1. Труды XL Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 13-15 сентября 2005 г.). Казань: Изд-во «Казанский гос. ун-т им. В.И. Ульянова-Ленина », 2006. 189 с.
2. Труды XLI Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 12-14 сентября 2006 г.). Казань: Изд-во «Казанский гос. технич. ун-т им А.Н. Туполева», 2007. 256 с.
3. Труды XLII Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 17-19 сентября 2007 г.). Казань: Изд-во «Казанский гос. технич. ун-т им А.Н. Туполева», 2008. 288 с.
4. Труды XLIII Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 16-18 сентября 2008 г.). Казань: Изд-во «Казанский гос. технич. ун-т им А.Н. Туполева», 2009. 244 с.
5. Труды XLIV Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 15-17 сентября 2009 г.). Казань: Изд-во «Центр Оперативной Печати», 2010. 174 с.
6. Труды XLV Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 14-16 сентября 2010 г.). Казань: Изд-во «Центр Оперативной Печати», 2011. 262 с.
7. Труды XLVI Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 13-15 сентября 2011 г.). Казань: Изд-во «Центр Оперативной Печати», 2012. 246 с.

8. Труды XLVII Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 18-20 сентября 2012 г.). Казань: Изд-во «Центр Оперативной Печати», 2013. 262 с.
 9. Труды XLVIII Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 17-19 сентября 2013 г.). Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2014. 246 с.
 10. Труды XLIX Чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (Калуга, 16-18 сентября 2014 г.). Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2015. 238 с.
 11. К.Э. Циолковский и стратегия развития космонавтики. Материалы XLIX Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во ООО «Типограф», 2014. 276 с.
 12. К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. Материалы 50-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2015. 429 с.
-

IONOSPHERIC MONITORING AND PREDICTION CENTER

*K.D. Missling, H. Barkmann, J. Berdermann, C. Borries, M.M. Hoque,
N. Jakowski, C. Krafft, M. Kriegel, M. Tegler, V. Wilken*

German Aerospace Center (DLR)

Introduction

In order to provide space weather information, which are in particular relevant for user of communication and navigation systems, the German Aerospace Center (DLR) is operating the online platform Space Weather Application Center Ionosphere (SWACI) since 2004.

SWACI has started as a feasibility study and has been continuously extended and improved and is now a grown up system ready to be transformed into an Ionospheric Monitoring and Prediction Center (IMPC). The IMPC, as a permanent ionospheric weather service, will use ground as well as space based Global Navigation Satellite System (GNSS) data, such as GPS and GLONASS measurements, and non-GNSS data such as vertical sounding data of ionosonde stations, radio beacons and solar wind data to provide relevant information for GNSS users in the area of telecommunication, precise radio-measurements and navigation. DLR is highly experienced in the reception, archiving, distribution and utilization of earth observation data in 24/7 operation mode. Therefore the IMPC is based on a dedicated infrastructure developed at DLR, where a fully automated Data Information and Management System (DIMS) is used for quality control, long-term data archiving as well as for dissemination of data to end users. A very large amount of ionospheric data covering high, medium and low solar activity periods over the globe has been captured, processed and archived since 1995. The captured data is being used for ionospheric research including modelling and characterization of ionospheric parameters and effects. This talk gives an introduction in the future IMPC.

It will demonstrate samples of products, e.g. European and Global maps of the Total Electron Content (TEC) monitored by DLR and available via the SWACI/ IMPC platform in near real-time.

SWACI/IMPC provides solar wind parameters taken with the ACE satellite (and his successor DSCOVR) and models their impact within the

physical interaction chain in the atmosphere to significantly increase the prediction time of hazardous perturbations.

The talk will present an overview of existing facilities and their development to an IMPC.

Why information on the ionospheric state is important?

The ionospheric plasma has various effects on the propagation of electromagnetic waves. It can cause delay, refraction, diffraction, scattering, and absorption of radio signals and rotation of its polarization plane. These ionospheric effects are relevant for technical systems of several kinds (e.g. for communication, navigation and earth observation) using radio frequencies below 10 GHz. Especially for single frequency navigation receiver ionospheric refraction is the biggest error source.

Additional problems arise when the ionosphere is strongly impacted by enhanced electromagnetic and corpuscular radiation of solar origin. Thus, ionospheric key parameters such as electron density, ion composition and plasma temperature are highly variable during a solar cycle, the seasons, the daytime and with geographic/geomagnetic location due to permanently changing solar irradiation conditions that are closely related to space weather.

Monitoring Service

Well established networks of ground and space based GNSS measurements offer a unique opportunity for permanent monitoring of the electron density and its structure of the ionosphere-plasmasphere system. At DLR Neustrelitz the use of own and cooperating GNSS measurement networks for the development and operation of ionospheric models have a long tradition.

The Ionospheric Monitoring and Prediction Center (IMPC) inherited from the online platform Space Weather Application Center Ionosphere (SWACI) will continue and improve the ionospheric monitoring system. Real time monitoring of the ionosphere is important for risk assessment and mitigation of ionospheric threats especially during space weather events.

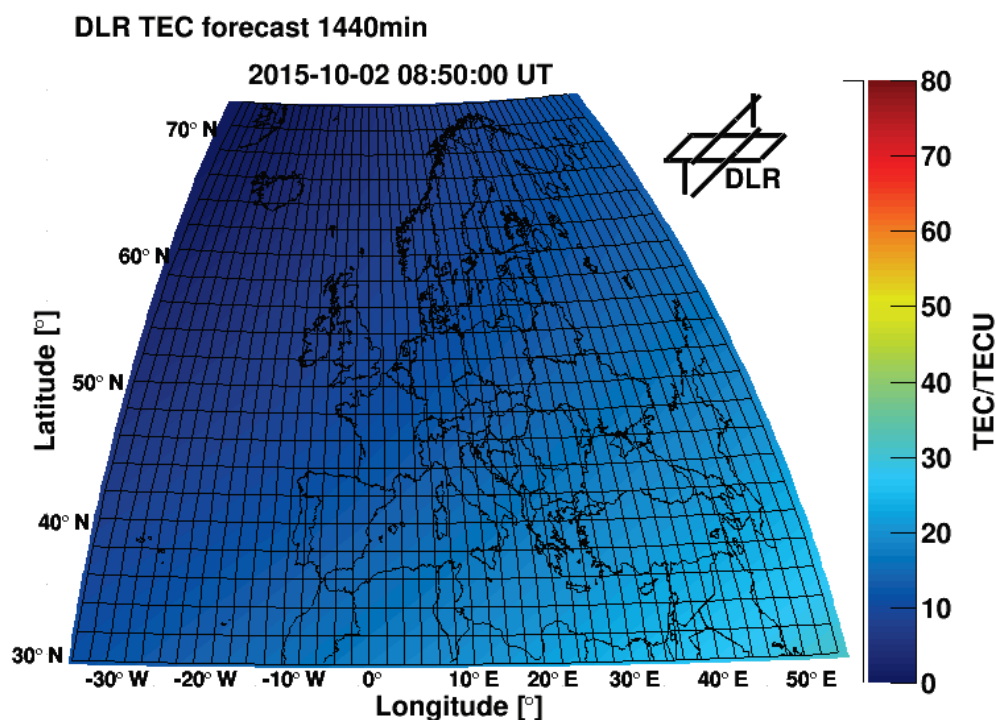


Figure 1 Total Electron Content (TEC) 24 h prediction for Europe

In addition to the determination of the now-state of the ionosphere the developed models give the opportunity to predict TEC over Europe (Figure 1) under quiet and perturbed space weather conditions. The model bases on identified storm patterns in the ionosphere from 1995 till 2011 over Europe and takes into account seasonal, local time, storm time and latitudinal dependencies. A storm onset is estimated using thresholds in Dst and solar wind correlations (source ACE, DSCOVR). If a storm onset is detected the storm model is added to the undisturbed 24 hours TEC forecast.

Data Sources

IMPC takes also advantage of the site location – permanent reception station for satellites in the S-, X- and Ka-band. So beside ground based GNSS measurement networks the IMPC will use Low Earth Orbit (LEO) satellites for GPS sounding of the ionosphere [1].

As member of the Real Time Solar Wind (RTSW) observation network DLR is engaged in the Real-Time (R/T) data transfer and analysis of NASA's Advanced Composition Explorer (ACE) and its successor Deep Space Climate

Observatory (DSCOVR). Both satellites are placed at the Lagrangian point 1 to monitor the sun (Figure 2). Through this cooperation, IMPC has privileged and fast access to several physical parameters e.g. z-component of the interplanetary magnetic field, proton density, solar wind speed, dynamical pressure. These data make it possible to generate a warning (recently under development) less than 60 minute before a stream of particles and magnetic field reaches Earth and creates geomagnetic storms.

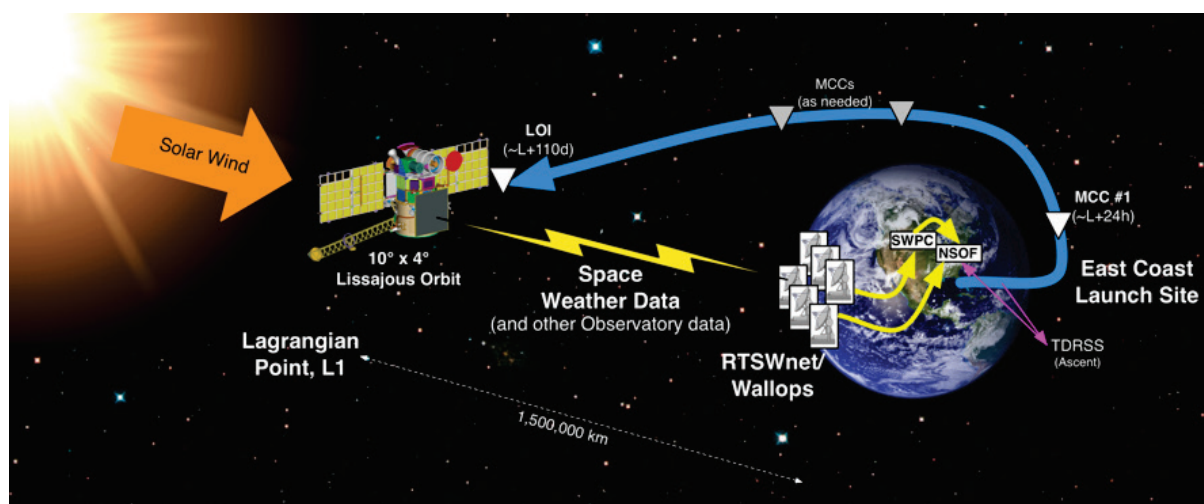


Figure 2 Artist's illustration of the DSCOVR spacecraft at L1 [2]

Ionospheric Monitoring and Prediction Center

The Ionosphere Monitoring and Prediction Center (IMPC) of DLR will provide a near real-time service on the current state of the ionosphere, related forecasts and warnings (Figure 3). IMPC products are disseminated via the website <http://impc.dlr.de>. Fundament of the IMPC development is a solid and continuous research activity in ionospheric science. The IMPC research addresses amongst others ionospheric perturbation detection, modelling and forecasting, mapping errors, higher order effects in precise point positioning, empirical and physical modelling and 3D electron density reconstructions. A comprehensive warning system is under development within the IMPC with multi-level warnings, ranging from long term predictions with lower accuracy (Level 1, 1-2 days before arrival at Earth) to near real-time alerts with high accuracy (Level 4).

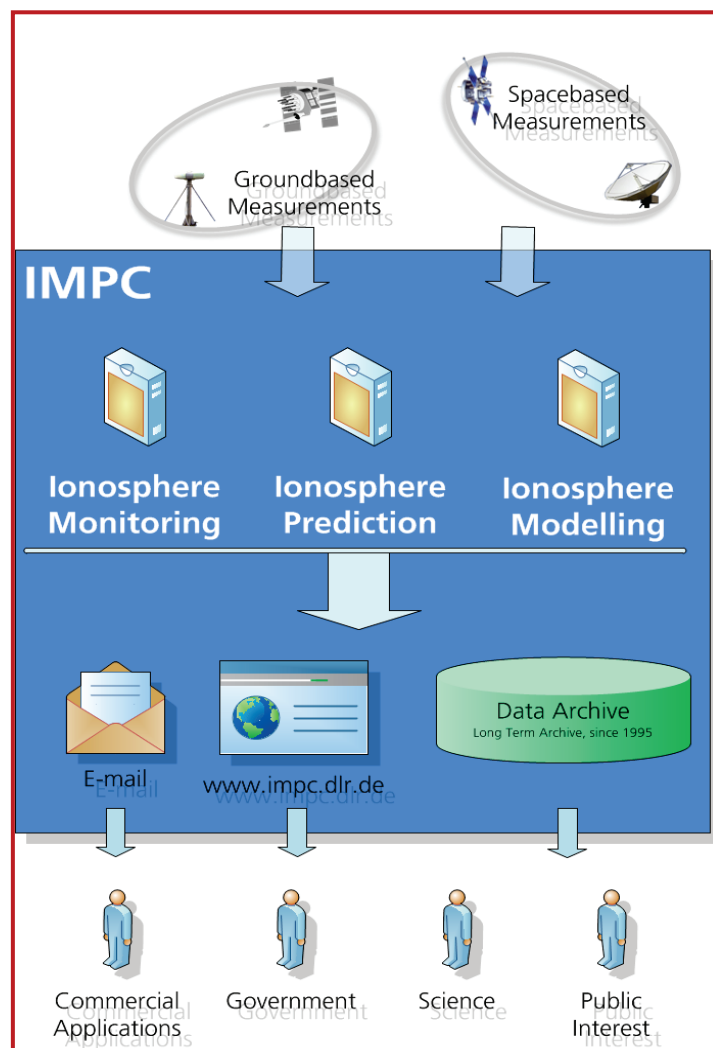


Figure 3 General Structure of IMPC

Data exchange and international cooperation are crucial for operating the IMPC. So it is involved in the Space Weather European Network (SWENET) of ESA, maintains relationships to multitude of European and international facilities in the space weather domain (e.g. NOAA SWPC Boulder (USA)).

IMPC products and expertise is applied in numerous national and international research-, infrastructural- and educational projects funded by EU, ESA and federal agencies. IMPC aims to become the European Expert Center (ESC) for ionospheric weather of ESA SSA (Space Situational Awareness) program. In this frame DLR is responsible for coordination ionospheric weather

activities, the planning and development of the ESC and its data delivery and service.

References

- [1] *Heise, S. und Jakowski, N. und Wehrenpfennig, A. und Reigber, Ch. und Lühr, H.* (2001) Initial Results on Ionosphere/Plasmasphere Sounding Based on GPS Data Obtained Onboard CHAMP. 'Space weather workshop', ESTEC, 17-19 December 2001.
 - [2] *William F. Denig, P Mulligan*, "NOAA Operational Space Environment Monitoring," 94th American Meteorological Society Annual Meeting, Atlanta, GA, USA, Feb. 2-6, 2014, URL: https://ams.confex.com/ams/94Annual/webprogram/Handout/Paper238184/denig-ams2013_J1-2.pdf.
-

СОЗДАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ РАСПОЗНАВАНИЯ ОБЪЕКТОВ НА АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СНИМКАХ ПОВЕРХНОСТИ ЗЕМЛИ

*В.В. Самойлов, В.Н. Воронков, А.А. Данилкин,
А.В. Пругло, С.С. Равдин, Т.Н. Тянь*

Инженерный центр «Геомир»

В течение достаточно продолжительного времени проблема распознавания объектов на изображениях всё более привлекает внимание специалистов различных областей науки и техники. Создаются специализированные системы обработки изображений, с помощью которых проводятся такие этапы обработки как: выделение параметров или характеристик изображения (классификация), статистическая обработка, распознавание.

На сегодняшний день хорошо известны задачи распознавания на изображениях таких объектов как: номерные знаки автомобилей в движущемся потоке транспортных средств, лица людей на фоне потока людей, объекты поверхности Земли и др.

Необходимость создания автоматизированной системы распознавания объектов обусловлена в настоящее время ростом объёмов получаемых изображений. Очевидно, что обработка серии изображений в количестве нескольких сотен, а тем более, тысяч в ручном режиме становится практически невозможной.

Рассмотрим автоматизированную систему обработки изображений поверхности Земли для выявления на них объектов на примере изображений, полученных с беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). В последнее время наблюдается тенденция увеличения использования БПЛА для съёмки поверхности Земли. Ключевыми факторами подобной тенденции является оперативность получения данных и относительно низкая стоимость реализации подобных проектов. Таким образом, съёмка небольших территорий с помощью БПЛА становится практически вне конкуренции для классической аэросъёмки или спутниковой съёмки по временным и экономическим показателям [1].

В качестве объектов распознавания на этих изображениях приняты животные (сайгаки), пасущиеся в степи. В задачи системы входит выделение объектов (животных) на фоне подстилающей поверхности, схожей с самими объектами, а также их подсчёт.

Система состоит из двух основных блоков, представленных на рис.1.

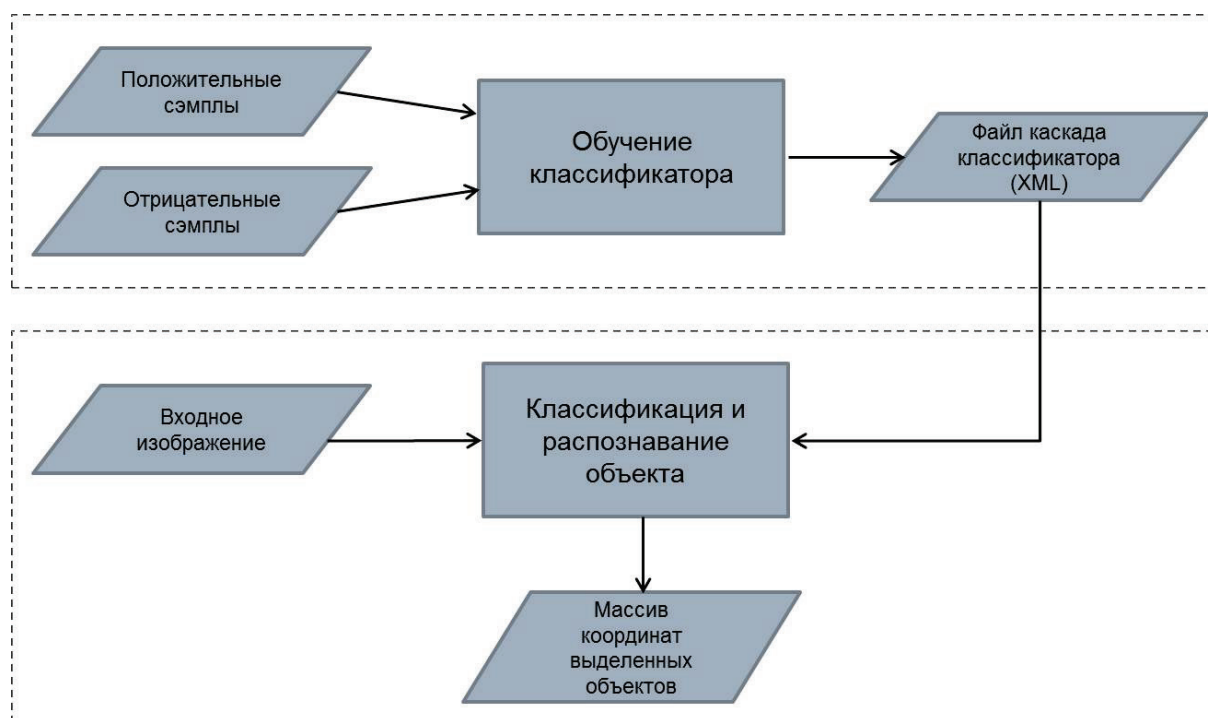


Рис. 1. Структурная схема автоматизированной системы распознавания объектов

Нижний блок реализует алгоритмы, осуществляющие классификацию и распознавание объектов. На вход блока подаются изображения участков поверхности Земли, а также данные каскада классификатора, являющиеся результатом процесса обучения классификатора. Результатом выполнения классификации служит массив координат выделенных объектов и их размеры.

В верхней части рис.1 представлен блок обучения классификатора. На вход блока подаются так называемые положительные сэмплы (фрагменты изображений поверхности Земли, содержащие изображения объектов) и отрицательные сэмплы (фрагменты изображений поверхности Земли, не содержащие изображения объектов). Результатом обучения классификатора является информация о том, какой из фильтров классификации необходимо применять и в какой последовательности. Она представлена в виде файла формата XML (eXtensible Markup Language).

На рис. 2 представлена подробная схема блока классификации и распознавания объектов, отображающая последовательность выполнения алгоритмов классификации.

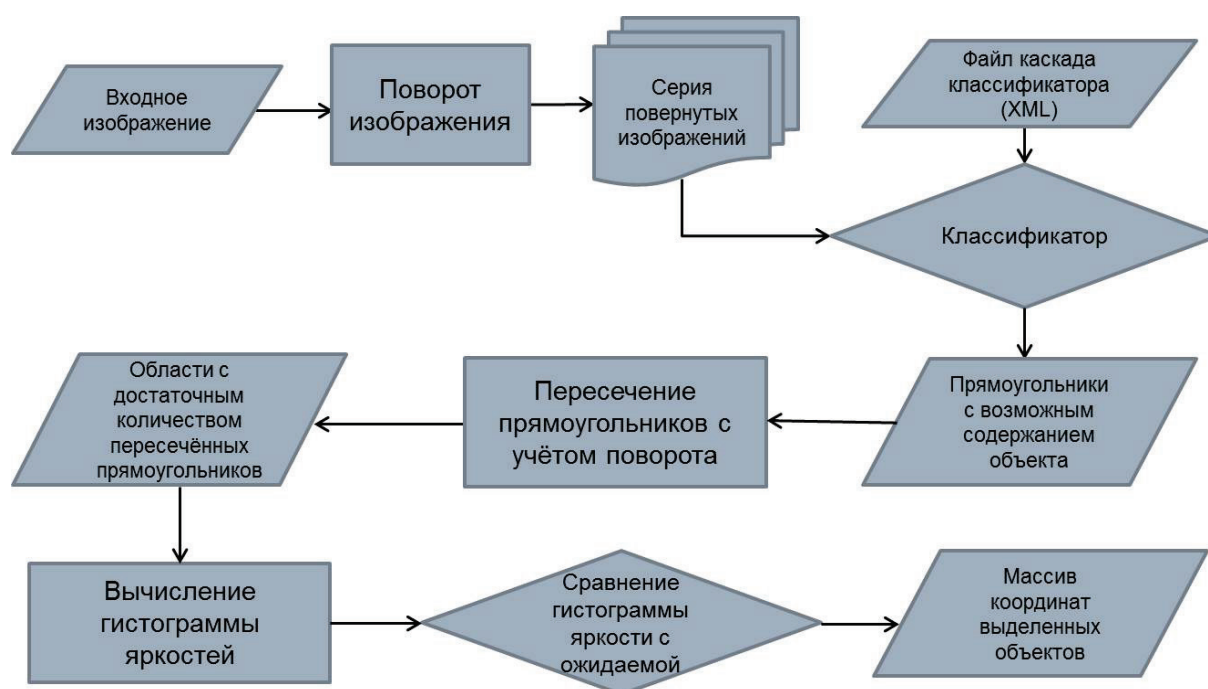


Рис. 2. Схема блока классификации и распознавания объектов

На вход блока поступает изображение поверхности Земли, содержащее объекты. С помощью алгоритма “Поворот изображения” происходит создание серии повернутых изображений с определёнными углами поворота для учёта возможных ориентаций объекта. Далее эти изображения поступают на вход классификатора, основанного на применении метода классификации Виолы-Джонса [2]. На входе классификатора кроме изображений имеется предварительно обученная база знаний из набора слабых классификаторов. Для каждого классификатора известны: признак Хаара, использующийся в этом классификаторе, его положение внутри окна классификации и значение порога. Каждый признак Хаара [3, 4] представляет собой двоичную маску в виде чёрно-белого изображения. Признаки Хаара дают точечные значения перепада яркости по осям изображения X и Y. На выходе создаётся набор прямоугольников с подозрением на интересующий объект, определяющих положение объекта в исходном изображении. Если в соседних точках выделилось много прямоугольников, то существует большая вероятность того, что там находится интересующий нас объект. Далее происходит определение гистограммы распределения яркости на изображениях. Большое количество чёрных пикселей на гистограмме соответствует наличию тени от объекта. Объектами считаются позиции, в которых выделилось рядом достаточное количество прямоугольников,

определённых классификатором Виолы-Джонса и которые прошли отбраковку по виду гистограммы распределения яркостей.

Основные принципы, на которых основан метод Виолы-Джонса следующие:

- используются изображения в интегральном представлении [5], что позволяет быстро распознавать необходимые объекты. Интегральное представление позволяет быстро рассчитывать суммарную яркость произвольного прямоугольника на данном изображении, причём какой бы прямоугольник не был, время расчёта неизменно;
- используются признаки Хаара, с помощью которых происходит поиск нужного объекта;
- используется “бустинг” (улучшение, усиление) [6] для выбора наиболее подходящих признаков для искомого объекта на данной части изображения;
- все признаки поступают на вход классификатора, который даёт результат «верно» либо «ложь» [7];
- используются каскады признаков для быстрого отбрасывания окон, где не найден объект.

Для того чтобы более корректно провести классификацию, необходимо дополнить базовый классификатор, основанный на применении метода Виолы-Джонса, другими классификаторами, учитывающими другие характеристики, такие как:

- Цвет – статистика распределения цветов на подстилающей поверхности позволяет отсеивать ложные обнаружения. Так, цвет шкуры сайгака имеет определённый диапазон цветовых оттенков. Гистограмма распределения цвета в выделенной области позволяет отсеять объекты, которые имеют похожую форму, но другой оттенок.
- Особенности освещения – если имеются тени, то их форма зависит от формы объекта и должна с ней согласовываться. Проверяется наличие тени, яркость в затемнённом участке и размер этого участка. Если тень действительно близка по яркости к “черному”, а количество таких пикселей согласуется с размером выделенного объекта, то это является дополнительным признаком присутствия интересующего объекта.
- Ориентация объекта – применение классификатора к нескольким повернутым ракурсам.

Рассмотрим, как происходит обучение классификатора. Исходными данными для обучения являются изображения, заведомо содержащие положительные и отрицательные сэмплы. В процессе обучения классификатора проводится вычисление значений откликов на все

фильтры и выбор коэффициентов суммирования для каждой стадии классификатора. Типичное количество стадий около двадцати. Несмотря на то, что каждая стадия даёт долю правильной классификации лишь немного более пятидесяти процентов, последовательное применение нескольких стадий классификатора позволяет уменьшать общую вероятность ложной классификации. Примеры исходных данных для обучения классификатора представлены на рис.3 и 4.



Рис. 3. Положительные сэмплы обучающей выборки

На рис. 3 представлены фрагменты изображений, содержащие изображения объектов (сайгаков). На рис. 4, наоборот, представлены изображения поверхности Земли, не содержащие таких объектов.

На рис. 5 и 6 представлены примеры исходных изображений, содержащие изображения объектов.

На рис. 5 отчётливо видны сайгаки, пасущиеся в степи. На рис. 6 растительность на поверхности Земли максимально похожа на рисунок спины животных, что усложняет процесс распознавания. На рис. 7 представлен фрагмент изображения (в актуальных пикселях), представленного на рис. 6.



Рис. 4. Отрицательные сэмплы обучающей выборки



Рис. 5. Пример исходного изображения (отчётливо видны животные)

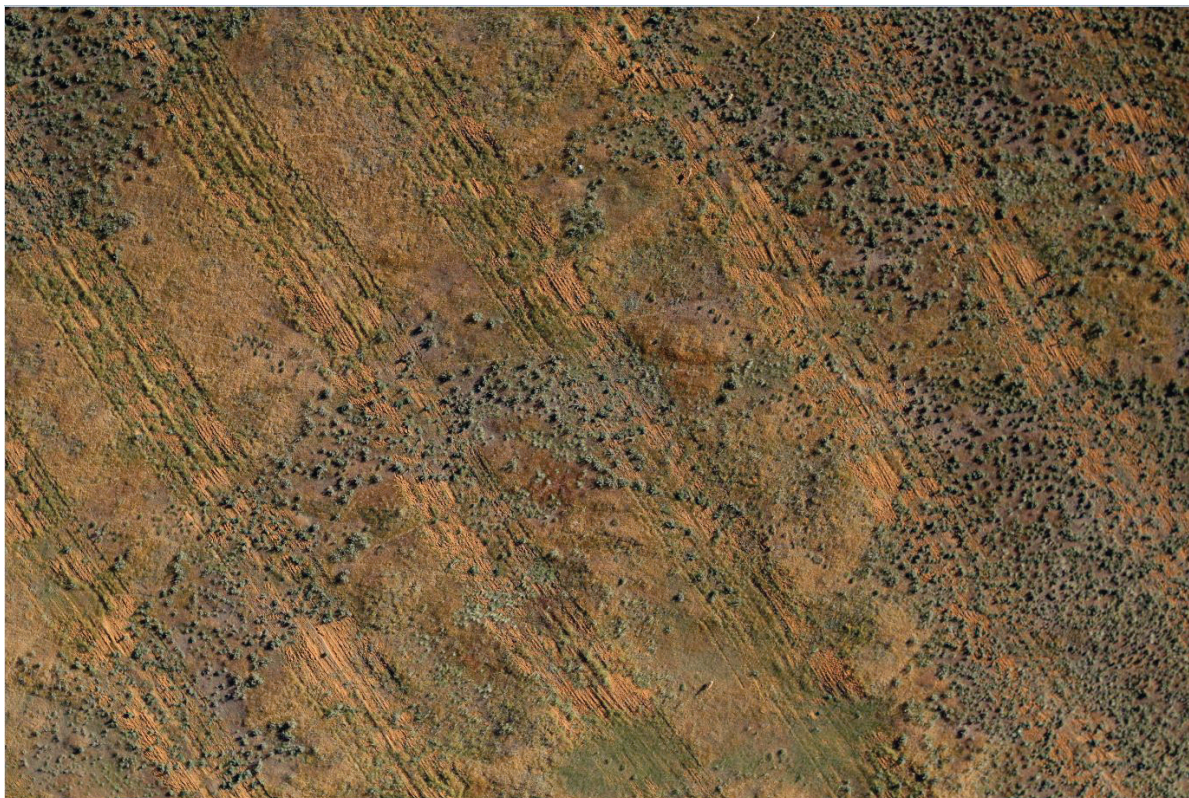


Рис. 6. Пример исходного изображения (животные сливаются с фоном)



Рис. 7. Пример фрагмента исходного изображения

Результатом распознавания является выделение объектов на экране монитора описывающими прямоугольниками, их координатная привязка в системе координат изображения и вычисление размеров объекта. Пример результата распознавания объектов представлен на рис. 8 и 9.



Рис. 8. Пример результата распознавания (отображение) объектов

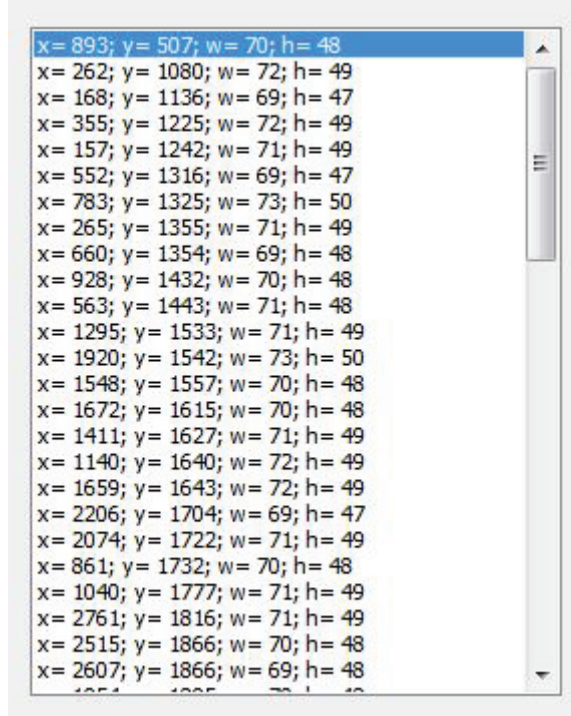


Рис. 9. Пример результата распознавания (координаты и размеры) объектов

Как и любая другая автоматизированная система распознавания объектов на изображениях, данная система обладает некоторыми преимуществами и недостатками, представленными в табл.1.

Таблица 1

Преимущества и недостатки системы

Преимущества	Недостатки
Высокая точность классификации	Конфигурационный файл для классификатора (XML файл) может формироваться достаточно долго при заданной малой вероятности ложной тревоги, т.е. обнаружения объекта там, где его нет
Относительная простота применения	Необходимость применения в нескольких ракурсах
Высокая скорость вычислений	Возможность переобучения алгоритма: когда обучающая выборка мала, алгоритм может давать 100% результат на ней, при этом на других изображениях возможна низкая точность работы классификатора

Рассматриваемая автоматизированная система была реализована для операционной системы “Windows 7” и выше. В качестве средств разработки использовались среды “Embarcadero EX4” и “Visual Studio 2012”. Дополнительно для функционирования системы необходимы соответствующие библиотеки OpenCV, IPP (Integrated Performance Primitives). Что касается уровня аппаратных средств, то достаточно использования персонального компьютера с процессором типа “Intel Core i5 - 2500K 3.3 - 3.7 ГГц”.

Выводы

1. Спроектирована и создана автоматизированная система распознавания объектов на снимках поверхности Земли, отработана соответствующая технология распознавания, внедрены классификаторы учёта цвета, учёта особенностей освещения, учёта ориентации объекта.
2. Разработано соответствующее специальное программное обеспечение (СПО).

3. С использованием разработанного СПО проведена обработка тестового набора снимков с определением координат объектов и их размеров в пикселях.

Л и т е р а т у р а

1. Рубцова Н.Э. Обработка данных БПЛА в программе UASMaster // Геоматика, 2014, № 1(22), С. 34.
 2. P. Viola and M.J. Jones. Robust real-time face detection // International Journal of Computer Vision, vol. 57, no. 2, 2004, pp. 137–154.
 3. Lienhart, R. and Maydt, J. An extended set of Haar-like features for rapid object detection. 2002.
 4. Messom, C.H. and Barczak, A.L.C. Fast and Efficient Rotated Haar-like Features Using Rotated Integral Images // Australian Conference on Robotics and Automation (ACRA), 2006, pp. 1–6.
 5. Гонсалес Р., Вудс Р. Цифровая обработка изображений. Москва, Техносфера, 2005.
 6. J. Sochman, J. Matas. AdaBoost. Prague, Czech Technical University, 2010.
 7. Местецкий Л.М. Математические методы распознавания образов. Москва, МГУ, 2002.
-

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИИ ГЛОНАСС/GPS В СЕЛЬСКОМ ХОЗЯЙСТВЕ

В.Ф. Федоренко¹, И.В. Воронков²

¹ФГБНУ «Росинформагротех»; ²Инженерный центр «ГЕОМИР»

В настоящее время в России и за рубежом при выполнении сельскохозяйственных работ все более широко используются устройства позиционирования и навигации, использующие космические системы ГЛОНАСС/GPS.

Навигационные системы, устройства параллельного вождения (УПВ) и автопилоты, позволяют существенно повысить эффективность проведения полевых работ, так как обеспечивают высокоточное движение сельскохозяйственного агрегата (трактор, опрыскиватель и др.) по полю независимо от времени суток и наличия внешних ориентиров.

С 10 по 11 марта 2015 г. в Краснодарском крае на полях научно-технического центра Кубанского научно-исследовательского института по испытанию тракторов и сельскохозяйственных машин (КубНИИТиМ) сотрудниками КубНИИТиМ совместно со специалистами Инженерного центра «ГЕОМИР» на технологической операции внесения твердых минеральных удобрений (аммиачная селитра) были проведены исследования следующих устройств параллельного вождения:

- «ГЕОМИР-ПИЛОТ» (изготовитель – Геомир);
- RAVEN Cruizer II (изготовитель – Raven);
- Trimble EZ guide 250 (изготовитель – Trimble);
- Topcon X14 (изготовитель – Topcon);
- S-Lite Outback Guidance (изготовитель – Outback);
- Trimble EZ pilot CFX 750 CenterPoint RTX (изготовитель – Trimble).

Применение систем параллельного вождения позволило минимизировать объем вносимых удобрений в оптимальные агротехнические сроки за счёт возможности работы агрегата в ночное время, а также исключить на данной операции работу двух сигнальщиков.

Для сравнительной оценки УПВ исследования проводились в два этапа:

1. На первом этапе исследовались технические возможности различных УПВ. Для этого все испытуемые приборы были установлены одновременно на трактор МТЗ-82 в агрегате с разбрасывателем BogballeM2 base (рис. 1).



Рис. 1. Общий вид установленных приборов в кабине трактора

Результаты опыта фиксировались путём записи пути движения техники (треков) одновременно на всех приборах с последующим снятием данной информации на флеш-накопитель для дальнейшего анализа. Анализ проводился путём сравнения треков со всех приборов с треком, принятым за эталонный.

2. На втором этапе была проведена эксплуатационно-технологическая оценка агрегата МТЗ-82+BogballeM2 base при работе с системами параллельного вождения и без систем УПВ с привлечением сигнальщиков.

Все системы параллельного вождения, участвовавшие в эксперименте, можно разделить на два типа:

- системы, дающие водителю советы по корректировке его движения в соответствии с установленным заданием («ГЕОМИР-ПИЛОТ», RAVENCruizerII, EZguide 250, TopconX14, S-LiteOutbackGuidance);
- системы, самостоятельно корректирующие движение трактора с помощью исполнительного механизма, подключённого к гидросистеме рулевого управления (TrimbleEZpilotCFX 750 CenterPointRTX).

Для анализа результатов работы на четырёх системах (RAVENCruizerII; TrimbleEZguide 250; TopconX14; TrimbleEZpilotCFX 750) велась запись треков движения техники (рис. 2).

Для одной из систем параллельного вождения (TrimbleEZpilotCFX 750 CenterPointRTX) была подключена платная спутниковая поправка CenterPoint Rtx, обеспечивающая точность позиционирования 3,8 см. и выше. Поэтому в условиях данного эксперимента данная система была принята за эталонную в части позиционирования техники на поле и при обработке результатов движения техники по полю, все остальные системы параллельного вождения сравнивались с ней.

Результаты анализа треков движения техники, полученных с различных УПВ, в сравнении с треком с эталонной системы, приведены в табл. 1.



Рис. 2. Треки движения техники, полученные с различных УПВ

Таблица 1

Сравнение значений отклонений треков УПВ от эталонного трека

Наименование УПВ	Максимальное отклонение от эталона, см.	Среднее отклонение от эталона, см.	Характер отклонения
TrimbleEZguide 250	120	80	Стабильное
TopconX14	185	97	Переменное
RAVENCruizerII	170	89	Переменное

Как видно из табл. 1, средние отклонения всех систем примерно равны, однако характер этих отклонений различный. На рис. 3 видно, что знак отклонения трека «Topcon X14» от эталонного трека постоянно меняется. При работе с данной системой это будет сильно сказываться на результатах, так как будет появляться большое количество пропусков и перекрытий. Примерно такая же ситуация была выявлена при анализе трека Raven Cruiser II. В то же время на рисунке можно заметить, что трек Trimble EZ guide 250 располагается практически параллельно эталонному треку (Trimble EZ pilot CFX 750). Таким образом, при работе с Trimble EZ guide 250 ошибка при позиционировании техники будет, однако она не

окажет практически никакого влияния на качество работ ввиду своей постоянности.

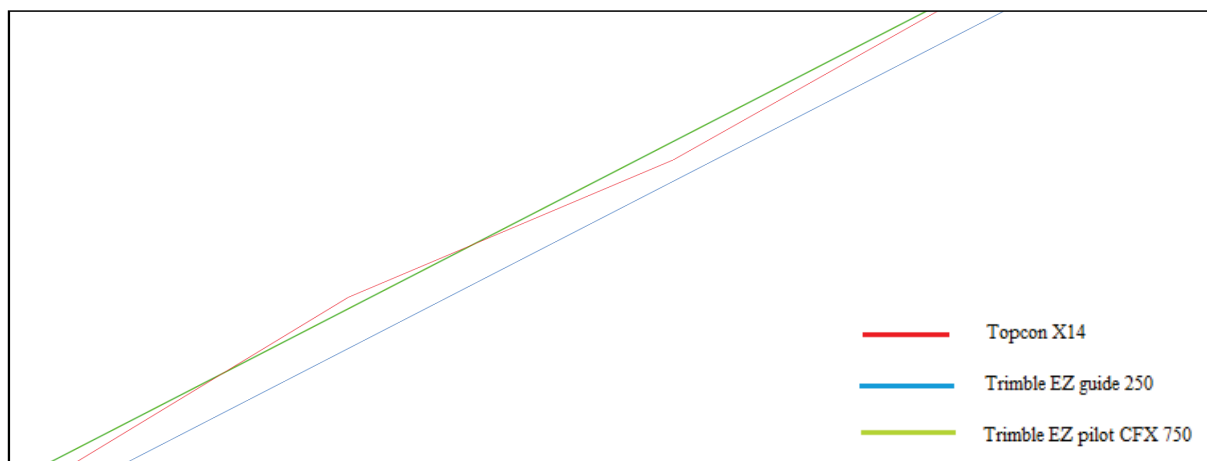


Рис. 3. Треки движения техники, полученные с различных УПВ

Для достоверного анализа качества работы механизатора необходимо знать площади перекрытий и пропусков при его работе. Поэтому также был проведен расчёт и последующее сравнение с эталоном общих площадей перекрытий и пропусков, полученных по данным различных УПВ.

Как видно на рис. 4, полученный с УПВ трек движения техники представляет собой набор контуров, построенных на основе данных о траектории движения техники и ширины прицепного орудия. Для расчёта общей площади перекрытий необходимо подсчитать суммарную площадь пересечения всех контуров друг с другом.

Вычисления площади перекрытий проводились по следующему алгоритму:

1. В каждом ряду контуры нумеруются по порядку от 1 до m : k_{nt} , где n – номер ряда, $t = \{1..m\}$ – номер контура.
2. Отбрасываются первый и последний контур из каждого ряда – k_{n1} и k_{nm} , так как в них происходит разворот техники, при котором перекрытия не должны учитываться.
3. Для каждого контура ряда n (k_{nt}), $t = \{2..m-1\}$ последовательно проверяются пересечения с контурами следующего ряда $n+1$ (k_{n+1k}), $k = \{2..m-1\}$.
4. После нахождения всех пересечений для контура k_{nt} , индекс k устанавливается равным наименьшему номеру из пересекающихся с k_{nt} контуров ряда $n+1$ и затем пересечения ищутся для контура k_{nt+1} .

5. Когда t становится равным $m-1$, индексы обнуляются, n увеличивается на 1 и пересечения ищутся для следующих рядов.
6. После проверки всех рядов подсчитывается суммарная площадь пересечений. Это и будет площадью перекрытий.

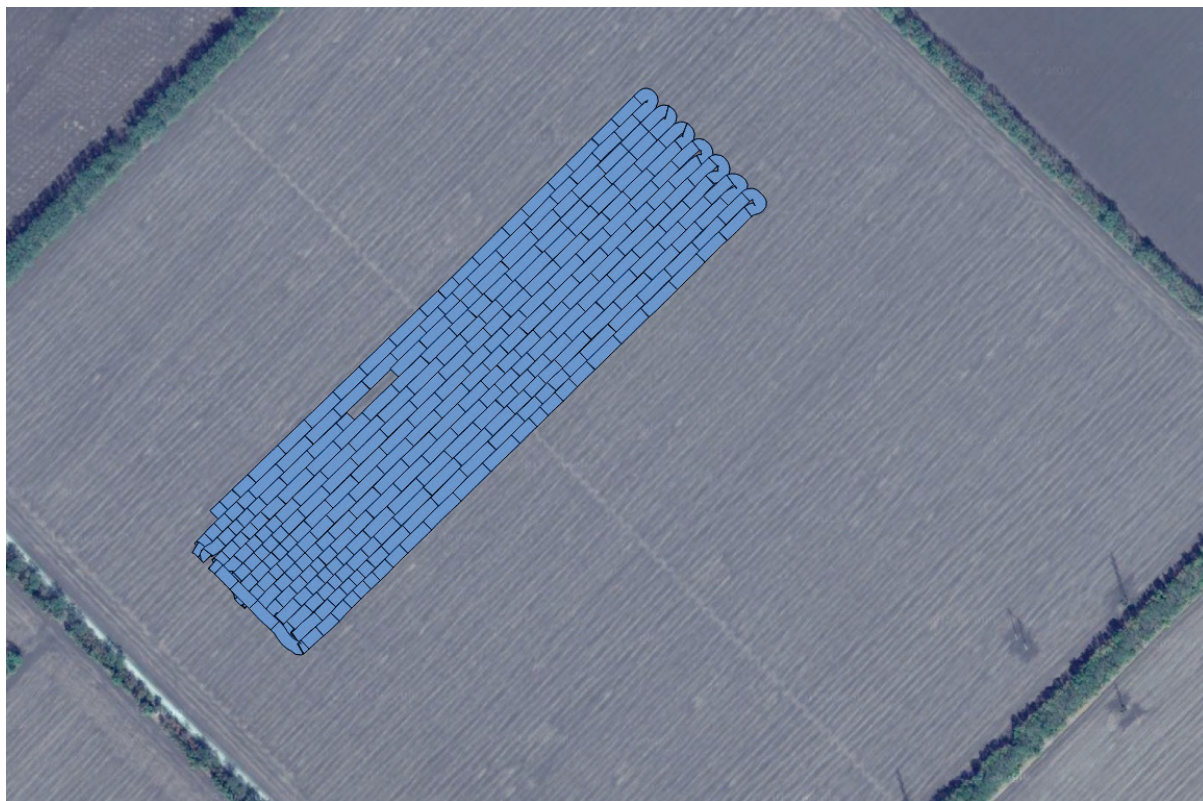


Рис. 4. Трек движения техники, с учётом ширины прицепного орудия

Для расчёта площади недоработок необходимо подсчитать разницу между общей обрабатываемой площадью и площадью трека с учётом ширины прицепного орудия.

Вычисления недоработок производились по следующему алгоритму:

1. Строится контур общей обрабатываемой техникой территории.
2. Рассчитывается площадь построенного контура.
3. Рассчитывается площадь трека движения техники с учётом ширины прицепного орудия.
4. Рассчитанная площадь трека вычитается из площади построенного контура, обрабатываемой техникой территории. В результате получаем общую площадь недоработок.

Результаты расчёта площади перекрытий и недоработок представлены в табл. 2.

Таблица 2

Площади перекрытий и недоработок УПВ

Наименование УПВ	Площадь перекрытий, га.	Площадь недоработок, га.	Общая обрабатываемая площадь, га.
Trimble EZ pilot CFX 750	5	5	50
TrimbleEZguide 250	6	4	50
TopconX14	7	6	50
RAVENCruizerII	6	7	50

Как видно из табл. 2, площади перекрытий и недоработок составляют более 10% от общей обрабатываемой площади. Это связано прежде всего с тем, что механизатор впервые, в рамках эксперимента, работал с УПВ. С увеличением опыта работы механизатора с УПВ данные показатели должны снижаться.

Результаты анализа эксплуатационных характеристик приборов приведены в табл. 3. Как видно из табл. 3, наивысший средний бал получила система TrimbleEZpilotCFX 750, что и неудивительно, так как данная система является самой дорогой из рассматриваемых систем.

Таблица 3

Результаты анализа характеристик приборов

Наименование УПВ	Удобство пользования интерфейсом	Качество экрана	Сложность монтажа (0 – сложно)	Надёжность работы	Цена, \$
TrimbleEZguide 250	7	6	5	7	1 830
TopconX14	6	4	6	6	1 800
RAVENCruizerII	6	8	7	5	2 470
TrimbleEZpilotCFX 750	7	10	4	10	3 800
S-Lite Outback Guidance	8	0	8	6	1 600
«ГЕОМИР-ПИЛОТ»	5	6	8	6	520

В среднем ценовом диапазоне лучшие показатели у RAVENCruizerII и TrimbleEZguide 250. Однако если вернуться к анализу треков, полученных с данных систем, то из них все же стоит выделить TrimbleEZguide 250, которая показала лучшие результаты в позиционирование техники на поле.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

К.С. Кондрашов¹, В.Н. Воронков², В.Н. Жураковский¹, С.И. Силин¹, Т.Н. Тянь²

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана; ²Инженерный центр «ГЕОМИР»

Рассмотрен алгоритм определения местоположения наземных объектов в рамках системы пассивной пеленгации космического базирования в условиях низкой входной точности.

Система обработки радиолокационной информации на борту космического аппарата (КА) состоит из блока первичной обработки оцифрованных сигналов, формируемых наземными объектами, в ходе которой определяются их параметры и направление на источник, а также блока вторичной обработки, в рамках которого реализован алгоритм определения местоположения наземных объектов.

Первичная обработка для систем космического и авиационного базирования рассмотрена в [1-5]. Основные методы вторичной обработки в системах такого типа представлены в [4-6]. Применение существующих подходов (например, представленных в [6]) напрямую, впрочем, затруднено ограниченными вычислительными ресурсами. За основу разработанного алгоритма взят алгоритм, упомянутый в [4] с учётом работы в условиях космического базирования.

На вход алгоритма определения местоположения после первичной обработки поступают отметки следующего вида:

$$\mathbf{M} = (\varphi_{КА}, \lambda_{КА}, h_{КА}, \psi_{КА}, \vartheta_{КА}, \gamma_{КА}, \cos \nu), \quad (1)$$

где $\varphi_{КА}, \lambda_{КА}, h_{КА}$ - координаты КА в геоцентрической системе, формируемые системой навигации (широта, долгота, высота), $\psi_{КА}, \vartheta_{КА}, \gamma_{КА}$ - углы ориентации КА, $\cos \nu$ - измеренное значение косинуса угла визирования, отсчитываемого от оси антенной системы.

На выходе алгоритм формирует набор формуляров объектов, содержащий их географические координаты и, возможно, некоторые дополнительные параметры.

Алгоритм определения местоположения включает следующие основные этапы:

1. Идентификация входной отметки с одним из обнаруженных ранее объектов.
2. Уточнение местоположения объекта в случае удачной идентификации.

3. Обнаружение новых объектов по отметкам, которые не прошли идентификацию.

4. Стирание отметок, для которых удалось обнаружить соответствующий им объект.

Для упрощения расчётов вводится кортеж из девяти топоцентрических систем координат (рис. 1) [1], центр каждой из которых выбирается в некоторой точке земной поверхности (φ_i, λ_i) , $i = 1 \dots 9$, ось z направлена по нормали к поверхности, а оси x, y расположены в касательной плоскости так, чтобы составить правую тройку. В данной системе вводится зона наблюдения, представляющая собой объединение четырёх квадратов и четырёх треугольников, которые разбиваются на ячейки: квадраты со стороной h .

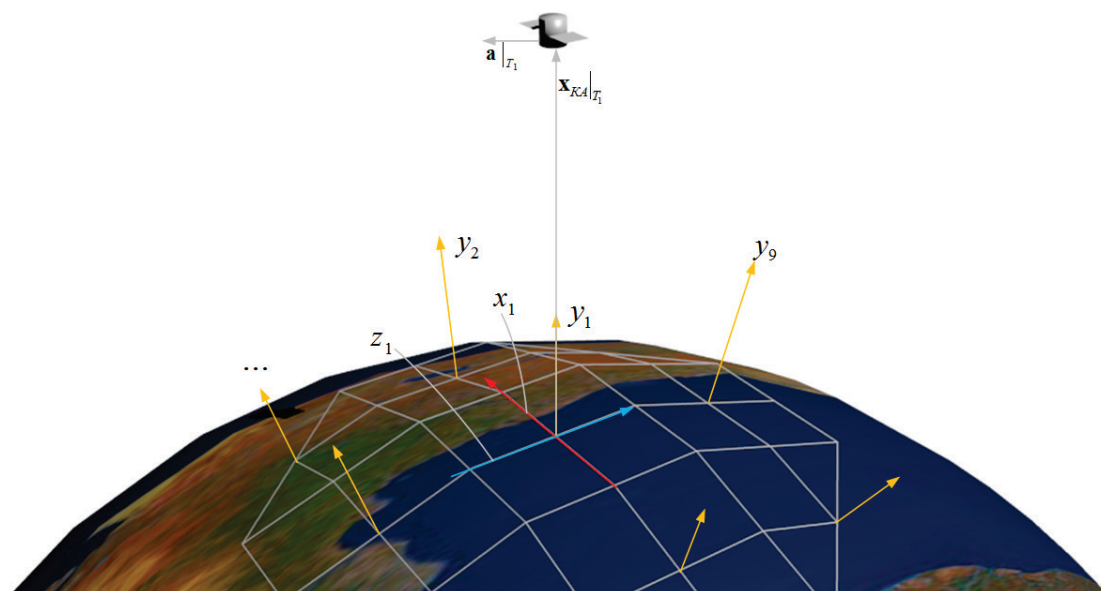


Рис. 1. Кортеж топоцентрических систем координат

В процессе идентификации в i^* -ой топоцентрической системе вычисляется ожидаемый угол визирования с использованием радиус-вектора n -го объекта по отношению к КА: $\mathbf{d}_n = (\mathbf{x}_n - \mathbf{x}_{KA})|_{T_{i^*}}$. При этом выбирается та система i^* , в которой величина $|\mathbf{x}_{KA}|_{T_i}$ минимальна, тогда:

$$\cos \nu = \frac{(\mathbf{a}, \mathbf{d}_n)}{|\mathbf{d}_n|} \Big|_{T_{i^*}} \quad (2)$$

Здесь \mathbf{a} - единичный вектор оси антенны, $\mathbf{x}_n, \mathbf{x}_{КА}$ - положение объекта и КА соответственно. Черта справа с индексом T_i или T_{i^*} указывает на то, что расчёты приводятся в i -ой либо i^* -ой системе соответственно. Далее полученное значение косинуса угла визирования сравнивается для каждого объекта с входной отметкой, и если наименьшая разница $\delta_{n^*} = \min_n |\cos \nu - \cos \nu_n|$ не превышает порог, определяемый ошибкой пеленгования и шагом сетки, то принимается решение об идентификации входной отметки с объектом n^* в системе i^* .

На этапе уточнения местоположения объектов используется расширенный фильтр Калмана [7, 8]. При этом наблюдаемой величиной является $\cos \nu$, ошибка измерения пеленгования принимается нормальной с дисперсией $\sigma_{нел}^2$. Уравнение измерения стационарно и нелинейно, и при синтезе расширенного фильтра Калмана в рамках процедуры линеаризации матрица измерения в очередной момент записывается в виде якобиана:

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \cos \nu_{n^*}}{\partial x} \\ \frac{\partial \cos \nu_{n^*}}{\partial z} \end{bmatrix}_{T_{i^*}} = \begin{bmatrix} \frac{a_x}{|\mathbf{d}_n|} - \frac{d_{n^*}^{n^*} \cos \nu_k}{|\mathbf{d}_{n^*}|^2} \\ \frac{a_z}{|\mathbf{d}_n|} - \frac{d_{n^*}^{n^*} \cos \nu_k}{|\mathbf{d}_{n^*}|^2} \end{bmatrix}_{T_{i^*}}. \quad (3)$$

Здесь индексы x, z соответствуют горизонтальным осям i^* -ой топоцентрической системы, в которой произошла идентификация, верхний индекс n^* указывает на принадлежность объекту, с которым произошла идентификация. Тогда конечное выражение для оценки ковариационной матрицы ошибок в момент k :

$$\mathbf{P}_{k|k} = \left(\mathbf{I} - \frac{\mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}^T \mathbf{H}}{\mathbf{H} \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}^T + \sigma_{нел}^2} \right) \mathbf{P}_{k|k-1}. \quad (4)$$

Здесь \mathbf{I} - единичная матрица, а $\mathbf{P}_{k|k-1}$ - оценка матрицы ошибок по результатам измерений до момента $k-1$ включительно. Для уточнения координат объектов используется следующее выражение:

$$\mathbf{d}_{k|k}^{n^*} = \mathbf{d}_{k|k-1}^{n^*} + \frac{\mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}^T \delta_{n^*}}{\mathbf{H} \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}^T + \sigma_{нел}^2} \quad (5)$$

Таким образом, каждая новая идентифицированная отметка обновляет положение объекта с номером n^* в соответствии с выражениями (4), (5). Данные параметры сохраняются в соответствующей структуре данных. После уточнения осуществляется пересчёт из

топоцентрической системы в геоцентрическую для выдачи данных потребителю.

Описанная процедура уточнения имеет существенный недостаток. Использование расширенного фильтра Калмана может приводить к расходимости процедуры и неверным результатам. Альтернативой (4), (5) является метод наименьших квадратов (МНК), имеющий в данном алгоритме ряд особенностей. Оказывается удобным по двум начальным засечкам угла ввести опорную точку O' (рис. 2). При этом предполагается, что истинное положение объекта соответствует точке O . Уточнение делается относительно этой опорной точки.

Введём обозначения:

$$\begin{aligned}d_i &= |A_i O'|, \\v_{T,i} &= v_i + \Delta v_i, \\l_i &= v_{T,i} - v_i + \Delta_i = \Delta v_i + \Delta_i, \\ \Delta x &= x_O - x_{O'}, \\ \Delta y &= y_O - y_{O'},\end{aligned}$$

смысл которых ясен из рис. 2. Заметим, что Δ_i на практике имеет распределение, близкое к нормальному с нулевым средним. Это позволяет записать систему для нахождения оптимальных по МНК оценок $\Delta x, \Delta y$:

$$\begin{aligned}l_i - \Delta_i &= a_i \Delta x + b_i \Delta y, i = 1 \dots n \\ a_i &= -\frac{\sin v_i}{d_i}, b_i = \frac{\cos v_i}{d_i}\end{aligned}$$

здесь n – количество измерений. Решение данной системы даёт оценку положения и ковариационную матрицу:

$$\begin{aligned}\Delta x^* &= \frac{(b,b)(a,l) - (a,b)(b,l)}{(a,a)(b,b) - (a,b)^2}, \\ \Delta y^* &= \frac{(a,a)(b,l) - (a,b)(a,l)}{(a,a)(b,b) - (a,b)^2} \\ B &= \frac{\sigma^2}{(a,a)(b,b) - (a,b)^2} \begin{vmatrix} (b,b) & -(a,b) \\ -(a,b) & (a,a) \end{vmatrix}.\end{aligned}\tag{6}$$

В (6) предполагается скалярное произведение по всем $a_1, \dots, a_n, b_1, \dots, b_n$. Решение (6) даёт несмещённую состоятельную оценку корректуры положения истинной точки относительно опорной и может использоваться наравне с (5). Единственным недостатком является сложность итеративного применения процедуры, в отличие от (5).

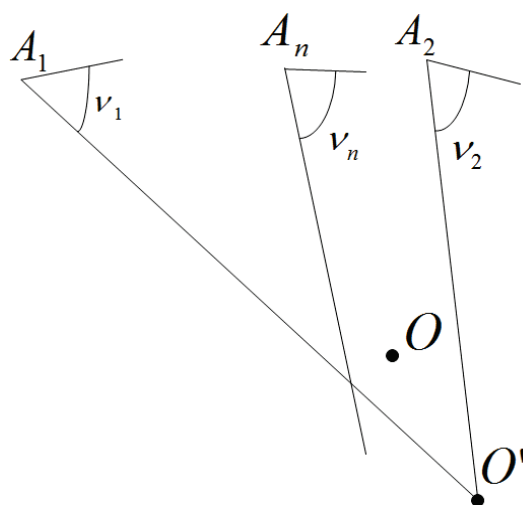


Рис. 2. Применение метода МНК

В процессе движения КА топоцентрическая система i^* может смениться в данном кортеже. В этом случае при переходе к новому i'^* следует пересчитать матрицу измерений (3), ковариационную матрицу ошибок (4) и вектор состояния (5) в момент $k-1$, используя связь между системами кортежа.

Входные отметки, которые не удалось идентифицировать с существующими объектами, используются в процедуре обнаружения новых объектов. Для этого необходимо произвести статистическую обработку отметок (1) с выявлением точек земной поверхности, где может находиться объект, порождающий соответствующие сигналы. В общем случае для этого нужно построить пересечение конической поверхности, образуемой углом визирования ν и земного эллипсоида, а затем путём накопления отсчётов в элементарных областях, получаемых с учётом ошибки пеленгования, выявить возможное местоположение обнаруженных объектов по достижению некоторого порога по количеству отметок.

Процедура построения пересечения поверхностей в значительной мере усложняет расчёты, в связи с чем, с учётом введенного кортежа топоцентрических систем, строится пересечение конической поверхности и плоскости x, y каждой системы, после чего ведётся поиск квадратных элементарных областей, в которых возможно нахождение объекта, и накопление отсчётов для них. Далее для разрешения отметок по пеленгу в центре каждой ячейки строятся зоны фиксированного углового размера $\Delta\varphi = \frac{2\pi}{N_\varphi}$. Попадание направления отметки в данную зону фиксируется.

Итоговый критерий обнаружения объекта в элементарной области в зоне наблюдения:

$$\begin{cases} Q_{u,v} \geq Q_{nop} \\ \sum_{i=1}^{N_\phi} P_{u,v}(i) \geq P_{nop}(r) \end{cases} \quad (7)$$

Здесь u, v - номера элементарных областей по x, z соответственно, Q_{nop} - порог количества отметок, подобранный эмпирически, $Q_{u,v}$ - количество отметок, соответствующих данной ячейке по пеленгу, $P_{u,v}(i)$ - количество отметок, соответствующих i -й угловой зоне для данной ячейки, $P_{nop}(r)$ - пороговое значение количества отметок, приходящихся на все угловые зоны для данной ячейки, N_ϕ - количество угловых зон, r - расстояние от КА до элементарной области.

При успешном обнаружении необходимо удалить отметки, которые соответствуют обнаруженному объекту, как из набора входных отметок, так и из зоны наблюдения. Процесс удаления из зоны наблюдения аналогичен процессу обнаружения с той разницей, что счётчики отсчётов в элементарных областях уменьшаются, а не увеличиваются.

Также из набора неопознанных отметок удаление производится периодически по критерию устаревания: $t - T_M < \Delta T$, где t - текущее время, T_M - время приема отметки.

Существенным моментом, усложняющим процедуру обнаружения, является возможность срабатывания условий (7) в смежных элементарных областях вследствие неточности измерения угла (рис. 3). Поскольку срабатывания относятся на самом деле к одному и тому же объекту, следует применить процедуру кластеризации. Из наименее затратных с вычислительной точки зрения следует отметить k-means и k-means++, причём в последней количество кластеров определяется автоматически. В результате минимизируется суммарный квадрат отклонения группируемых точек $\{x_1, \dots, x_n\}$ от центров кластеров $S = \{S_1, \dots, S_n\}$:

$$\{S_1, \dots, S_k\} = \arg \min_S \sum_{i=1}^k \sum_{x \in S_i} \|x - \mu_i\|^2. \quad (8)$$

На практике оказалось возможным применение эвристической кластеризации, аналогичной k-means. При этом в качестве нормы в (7) использовалась метрика Махаланобиса, учитывающая неравную точность измерения по осям в топоцентрической системе:

$$D(x_1, x_2) = \sqrt{(x_1 - x_2)^T S^{-1} (x_1 - x_2)}.$$

Здесь S описывает ковариационную матрицу ошибок измерения,

соответствующую эллипсоиду на рис. 3.

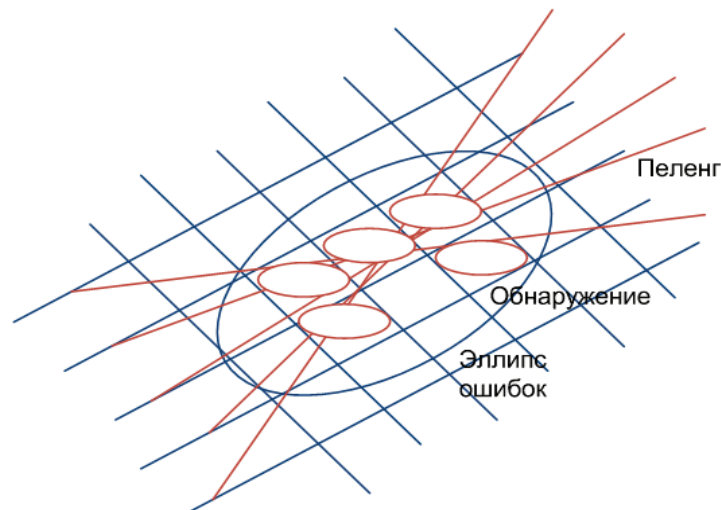


Рис. 3. Процедура кластеризации

Существенной особенностью реализации описанного алгоритма является необходимость перемещения зоны наблюдения в процессе движения КА. Это предполагает следующие шаги:

1. При перемещении КА на достаточно большую величину от центра ближайшей к нему топоцентрической системы $\varphi_{i*}, \lambda_{i*}$ в кортеже принимается решение о пересчёте зоны наблюдения.

2. Выбирается новое начало центральной системы φ'_1, λ'_1 в соответствии с направлением движения КА.

3. Производится пересчёт индексов $u, v \Rightarrow u', v'$ путём прибавления смещений $\Delta u, \Delta v$ соответственно. Данные смещения рассчитываются путём аналитического пересчёта из старых топоцентрических систем в новые для «узловых» точек, для остальных выбираются исходя из ближайшей узловой точки. Выбор множества таких точек производится с тем расчётом, чтобы, с одной стороны, обеспечить необходимую точность смещения для каждой элементарной области зоны (с ошибкой менее линейного размера этой элементарной области), а с другой – чтобы не производить лишних вычислений.

На рис. 4 приведена блок-схема алгоритма, визуализирующая описанную процедуру.

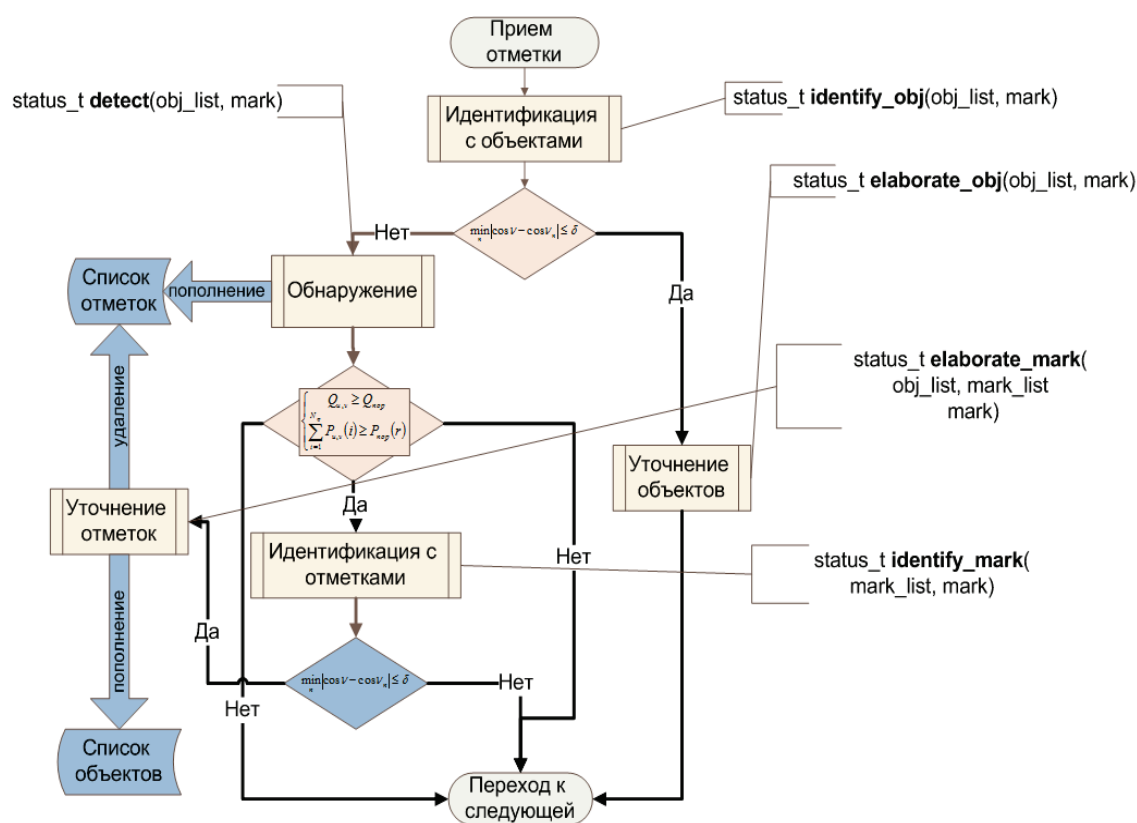


Рис. 4. Блок-схема алгоритма

Пример работы обнаружителя объектов (активных РЛС) представлен на рис. 5. На нём наглядно отображено накопление счётчиков в элементарных областях: слева – исходное расположение объектов, справа – накопление счётчиков входных отметок.

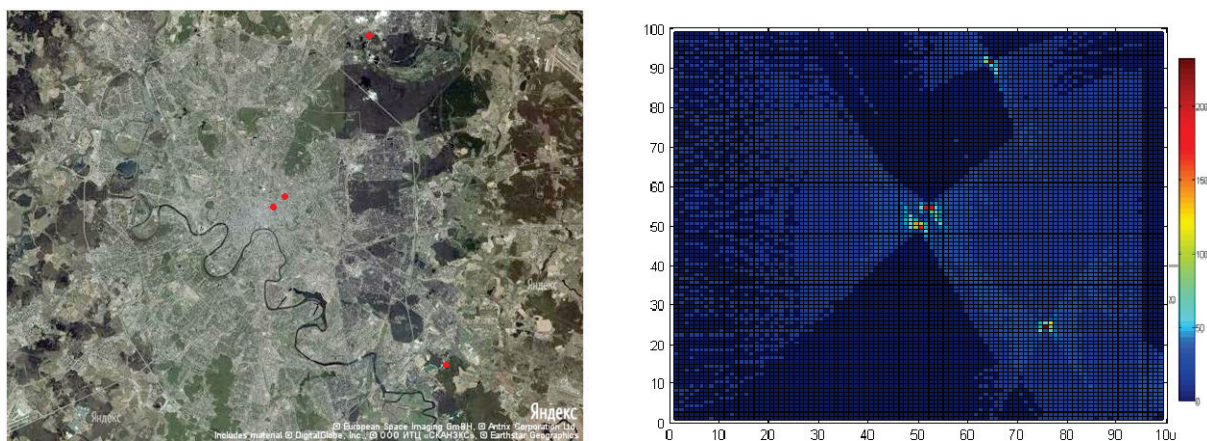


Рис. 5. Иллюстрация обнаружения четырёх объектов (активных РЛС)

Описанный в статье алгоритм реализован на базе цифрового процессора сигналов для бортовой системы. Значительный интерес в дальнейшем предоставляет возможность отказаться от использования топоцентрических систем, что приведёт к существенному уменьшению ошибок определения местоположения на краях зоны наблюдения, усовершенствование этапа автозахвата объектов [3], а также оптимизация работы с зоной наблюдения значительного размера, что существенно в рамках ограниченных вычислительных ресурсов во встраиваемых системах.

Л и т е р а т у р а

1. *Верба В.С., Неронский Л.Б., Осипов И.Г., Турук В.Э.* Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. Под ред. В.С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. – 680 с.
 2. *Жураковский В.Н., Силин С.И.* Бортовой многоканальный обнаружитель импульсных радиосигналов // Проектирование систем: Материалы XXXIX Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 2012. Т.1. С.56-58.
 3. *Кондрашов К.С., Жураковский В.Н.* Автозахват траекторий в режиме автономного обзора в условиях низкой точности входных данных // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. №12 (<http://technomag.bmstu.ru/doc/638017.html>).
 4. *Силин С.И. и др.* Бортовой вычислитель координат радиотехнических объектов // Проектирование систем: Материалы XXXIX Всероссийской научно-технической конференции. Москва, 2012. Т.1. С.61-62.
 5. *Дудник П.И., Ильчук А.Р., Татарский Б.Г.* Многофункциональные радиолокационные системы. М.: Дрофа, 2007. – 283 с.
 6. *Golabi, M., Sheikhi, A., Biguesh, M.* A new approach for sea target detection in satellite based passive radar // Proceedings of Electrical Engineering (ICEE), 2013. 21st Iranian Conference. P.1-5. DOI: 10.1109/IranianCEE.2013.6599599.
 7. *Julier, S.J.; Uhlmann, J.K.* Unscented filtering and nonlinear estimation // Proceedings of the IEEE, 2004. P.401–422.
 8. *M. Grewal, A. Andrews.* Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB (2nd ed.). Wiley-Interscience, Jan. 2001. – 592 p.
-

РАСЧЁТ ПАРАМЕТРОВ МАНЁВРОВ, ПЕРЕВОДЯЩИХ НИЗКООРБИТАЛЬНЫЙ КА НА ОРБИТУ ЗАХОРОНЕНИЯ

А.Р. Голиков, А.А. Баранов, А.А. Будянский, Н.В. Чернов

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Введение

Засорение космического пространства началось сразу же после запуска первого искусственного спутника Земли (ИСЗ). За годы космической эры на околоземных орбитах было зарегистрировано свыше 20 тысяч космических объектов искусственного происхождения размером более 10 см, за которыми осуществляется слежение с помощью современных наземных средств. Одним из способов предотвращения дальнейшего засорения космического пространства является решение задачи перевода космического аппарата (КА) на орбиту захоронения [1].

Рассматривается задача перевода завершающего свою работу КА на орбиту захоронения с заданным сроком существования (25 лет). Исследованы эволюции круговых и эллиптических орбит захоронения. Данные исследования позволяют выбрать необходимую орбиту захоронения исходя из противоречивых критериев: перевод на эллиптическую орбиту требует меньших затрат горючего, в то время как перевод на круговую орбиту быстрее выводит КА из области активно функционирующих КА. Для прогноза движения на длительном интервале времени используется численно-аналитический интегратор THEONA. Это позволяет на два – три порядка уменьшить время расчёта, сохраняя точность численного интегрирования.

Постановка задачи и общая схема решения

Необходимо рассчитать параметры манёвров, которые переведут заканчивающий работу КА на орбиту, на которой он не будет представлять опасности для активно функционирующих КА. Согласно международному договору на низкой орбите захоронения спутник может находиться не более 25 лет ($T_{\text{сущ}}=25$) [2, 3].

Задача расчета параметров маневров перевода низкоорбитального КА на орбиту захоронения делится на две подзадачи. В первой необходимо определить, какой должна быть орбита захоронения, во второй – рассчитать параметры маневров, переводящих КА на эту орбиту захоронения. Существуют два главных типа орбит захоронения. Для формирования орбиты первого типа используется один тормозной импульс скорости, который прикладывается в апоцентре. Получается эллиптическая орбита, её перицентр находится в плотных слоях

атмосферы. Во втором случае, с помощью двух тормозных импульсов скорости, которые прикладываются в апоцентре и перигентре, формируется круговая орбита, находящаяся в менее плотных слоях атмосферы, чем перигентр эллиптической орбиты. Для формирования эллиптической орбиты захоронения необходимы меньшие затраты горючего, но ее апогей находится в зоне рабочих орбит активных КА, что представляет для них опасность. Таким образом, одна из задач заключается в том, чтобы оценить, насколько быстро апогей эллиптической орбиты захоронения опустится из области, в которой работают активные КА. Перевод на круговую орбиту захоронения сразу выводит КА из рабочей области активных КА.

Из-за того, что импульсы скорости, формирующие орбиту захоронения, достаточно большие, а точность их исполнения в конце периода существования КА снижается, следует делить импульсы на части и прикладывать эти части на разных витках, но на одном аргументе широты. Это повышает точность определения орбиты после импульсов и позволяет точнее рассчитывать вероятность столкновения с космическим мусором в процессе формирования орбиты. Если есть опасность столкновения, то для понижения орбиты часть маневров можно перенести на дальнейшие витки или исполнить ранее. Так как манёвры обладают довольно большой величиной, эффективность изменения времени их исполнения для уклонения будет очень высокой.

При выборе орбиты захоронения необходимо спрогнозировать движение аппарата на 25 лет, что влечёт дополнительные требования к методу прогноза. Следует обеспечить высокую точность прогноза и минимизировать общее время решения задачи.

Прогнозирование движения КА, основанное на методах численно-аналитической теории движения КА THEONA, разработанной в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша Академии наук СССР [4, 5] имеет существенные преимущества для выбора орбиты захоронения. Это высокая точность, а также быстрое действие расчетов.

Промежуточной орбитой является точное решение обобщенной задачи двух неподвижных центров – эйлерова орбита. Эйлерова орбита уже учитывает наиболее существенные эффекты гравитационного поля, определяемые второй, третьей и, частично, четвертой зональными гармониками гравитационного потенциала. Поэтому в дифференциальных уравнениях движения используются эйлеровы орбитальные элементы. Выбор эйлеровой орбиты позволяет включить самые значительные возмущающие факторы в промежуточное движение спутника. Другие динамические эффекты учитываются с помощью численно-аналитического

интегрирования дифференциальных уравнений для эйлеровых элементов орбиты.

Независимой переменной выбран аргумент широты орбиты спутника. Аргумент широты не имеет сингулярностей для околокруговых орбит. Траектория спутника разделяется на витки. Каждый виток начинается с восходящего узла и заканчивается следующим восходящим узлом. Для околоэкваториальных орбит предусмотрен другой вариант “витка” и несингулярных орбитальных элементов. Здесь переменная интегрирования тоже угловая, но является суммой аргумента широты и долготы восходящего узла.

Силовая модель, принятая в прогнозе движения КА с помощью численно-аналитических методов THEONA, рассматривает следующие стандарты:

- Модель ПЗ-90 гравитационного поля Земли. Возможно также использование модели EGM2008 из IERS Conventions 2010 (ред. IAU2009), принятой в качестве международного стандарта.
- Динамическая модель ГОСТ Р 25645.166-2004 плотности атмосферы Земли.
- Гравитационное влияние Луны и Солнца.
- Световое давление прямых солнечных лучей с учетом цилиндрической тени Земли.
- Приливные силы.

Силовая модель THEONA практически не отличается от силовых моделей, которые используются при численном интегрировании точных уравнений движения КА.

Численно-аналитический прогноз THEONA также предусматривает учет активного движения КА с маневрами (импульсными, продолжительными, с малой тягой).

Численно-аналитическое интегрирование проводится методом “пошагового/повиткового” суммирования возмущений орбитальных элементов, вычисляемых внутри витка аналитически. Метод повиткового суммирования дает возможность принимать в рассмотрение изменения реальных значений физических параметров: индексов солнечной активности и геомагнитной возмущенности, малых движений (полюса, прецессии, нутации) фигуры Земли и др. Кроме того, в течение времени существования КА проходит много изменений его орбиты (маневры, столкновения, изменения ориентации КА и, соответственно, силовой модели и др.). Новые параметры траектории требуют уточнения орбиты, а значит, поправок орбитальных элементов. THEONA не испытывает сложностей в этих случаях, в отличие от аналитических теорий.

Для прогнозирования внутри текущего витка вычисляются короткопериодические возмущения на необходимый момент времени (или угловой переменной). Расчет всех (вековых, долгопериодических, короткопериодических) возмущений проводится отдельно для каждого возмущающего фактора аналитическим интегрированием уравнений возмущенного движения типа Лагранжа или типа Ньютона.

С помощью численно-аналитического метода прогноза получены результаты, позволяющие оценить зависимости для параметров снижения орбиты КА при выборе его орбиты захоронения.

Оценивается влияние времени вывода КА на требуемую орбиту. Характер снижения орбиты зависит от распределения плотности атмосферы на текущий момент времени. Это может быть сезонный эффект (при расположении Солнца выше или ниже эклиптики), изменения солнечной активности и геомагнитной возмущенности. Поскольку индекс геомагнитной возмущенности невозможно предсказать более чем на несколько дней, его изменения не нужно использовать при долгосрочном прогнозе движения КА. В то же время, индексы солнечной активности на несколько лет вперед предоставляются различными физическими центрами мира. Скорость снижения орбиты КА также меняется в разные сезоны существования КА на орбите. В табл. 1 представлена зависимость высоты круговой орбиты захоронения (второй вариант выбора рабочей орбиты) от времени ее создания.

Таблица 1

№	Наклонение	S (bal)	Год	Сезон	Дата	Высота, км
1	98°	0,03	2013	лето	22.06.2013	687,029
2				осень	22.09.2013	685,351
3				зима	21.12.2013	685,512
4			2014	весна	21.03.2014	683,213
5				лето	22.06.2014	683,164
6				зима	21.12.2014	680,951
7			2015	лето	22.06.2015	679,167
8	51,6°	0,03	2013	лето	22.06.2013	671,341
9				осень	22.09.2013	670,871
10				зима	21.12.2013	669,772
11			2014	весна	21.03.2014	668,803
12				лето	22.06.2014	667,963
13				зима	21.12.2014	666,175
14			2015	лето	22.06.2015	664,737

Приведены результаты анализа создания круговой орбиты захоронения КА для 2 классов орбит с различными наклонениями: 98 и

51,6 градусов. При "отсрочивании" времени создания необходимая высота начальной орбиты несколько снижается (см. строки 1÷7 и 8÷14). Это объясняется тем, что в 2013-2015 годы средний индекс солнечной активности растет (в первой половине 11-летнего солнечного цикла), и "ранний" КА проходит плотную атмосферу на более длительном интервале. В то же время, наблюдается и сезонный эффект: скорость изменения в осенний/весенний период замедляется (см. строки 2÷3 и 4÷5).

На рис. 1 показана описанная зависимость высоты рабочей орбиты КА с различными наклонениями от даты выведения. Высота предполагает время существования 25 лет. Баллистический коэффициент КА равен 0,03.

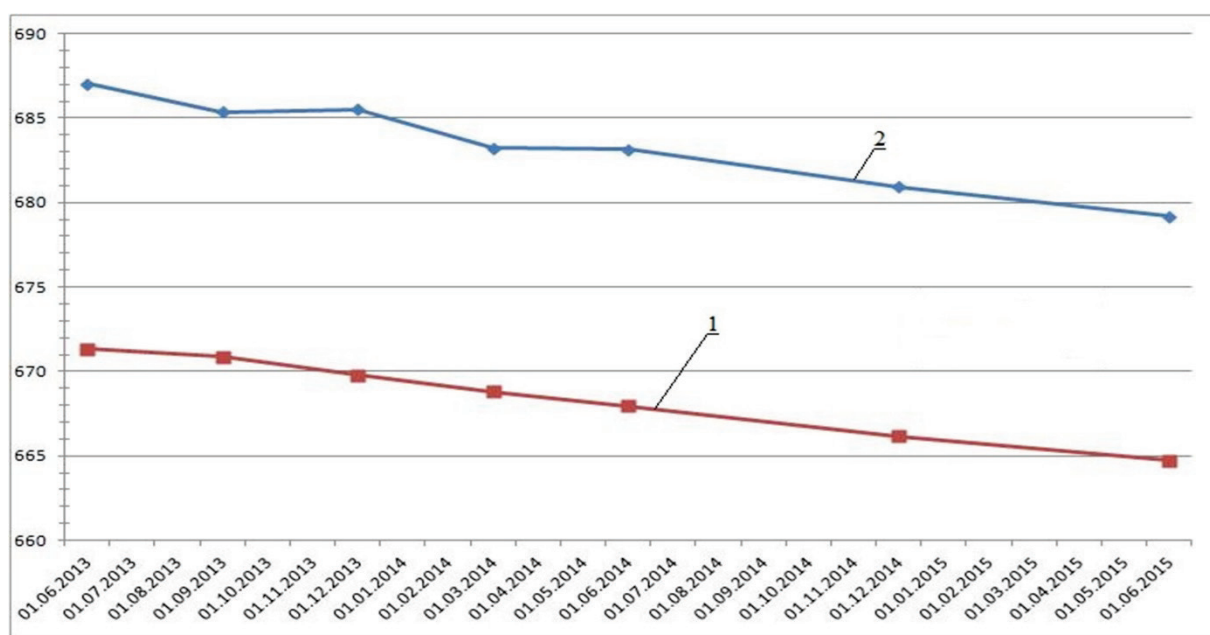


Рис. 1. Зависимость высоты рабочей орбиты КА с различными наклонениями от даты выведения (1 – наклонение 51,6°, 2 – наклонение 98°)

В табл. 2 приводятся результаты расчетов высоты круговых орбит захоронения (второй вариант выбора начальной орбиты) с различными баллистическими коэффициентами: $S(bal) = 0,18; 0,03; 0,005$.

Таблица 2

№	Наклонение	$S(bal)$	Год	Сезон	Дата	Высота, км
1	98°	0,18	2013	Лето	22.06.2013	816,886
2	98°	0,03	2013	Лето	22.06.2013	687,029
3	98°	0,005	2013	Лето	22.06.2013	541,172
4	51,6°	0,18	2013	Лето	22.06.2013	802,061
5	51,6°	0,03	2013	Лето	22.06.2013	671,341
6	51,6°	0,005	2013	Лето	22.06.2013	540,094

Разница высот требуемых орбит значительна: 162÷175 км между КА с высокими и малыми баллистическими коэффициентами. В предложенном тесте выбраны значения баллистического коэффициента, отображающие его диапазон для почти всех используемых КА.

Кроме круговой возможен и другой вариант выбора орбиты захоронения КА – эллиптическая, эксцентрическая орбита с заданной высотой апогея. Для определения параметров этой орбиты осуществляется поиск минимальной высоты начальной орбиты КА при фиксированном сроке существования КА. При таком варианте выбора требуемая минимальная высота орбиты должна быть ниже, чем во втором варианте с круговой орбитой, и уменьшаться при увеличении задаваемой высоты апогея.

В табл. 3 приведены результаты вычисления высоты, необходимой для 25-летнего времени существования спутника с различными баллистическими коэффициентами и при различных задаваемых высотах апогея орбиты. Начальная дата вывода КА на орбиту – 22 июня 2013 года.

Таблица 3

Начальная орбита	Начальное наклонение, град	Нижняя высота, км		
		Балл.коэфф. S(bal)= 0,03	Балл.коэфф. S(bal)= 0,18	Балл.коэфф. S(bal)=0,005
Около-круговая	98	687,031	816,886	541,172
	51,6	671,341	802,061	540,094
Верхняя высота 800 км	98	658,728	—	537,531
	51,6	625,571	—	532,219
Верхняя высота 1100 км	98	616,639	774,837	519,231
	51,6	614,228	769,414	517,300
Верхняя высота 1500 км	98	580,110		504,115
	51,6	579,868	743,301	503,301

Увеличение высоты апогея начальной орбиты приводит к уменьшению высоты перигея орбиты захоронения. Понижение минимальной высоты орбиты захоронения позволяет быстрее опустить высоту апогея орбиты в плотные слои атмосферы. Таким образом, орбита захоронения уходит из зоны рабочих орбит за достаточно короткий срок, что позволяет уменьшить опасность для активных КА, орбиты которых находятся ниже апоцентра орбиты захоронения. В дальнейшем снижение орбиты подобно вариантам с более низкими начальными значениями заданной высоты апогея. На рис. 2, приведен график сравнения подобных

снижений орбит для варианта начальной круговой орбиты, а также эллиптических орбит с заданной высотой апогея 800 км и 1100 км. Показана эволюция максимальных высот рассматриваемых орбит.

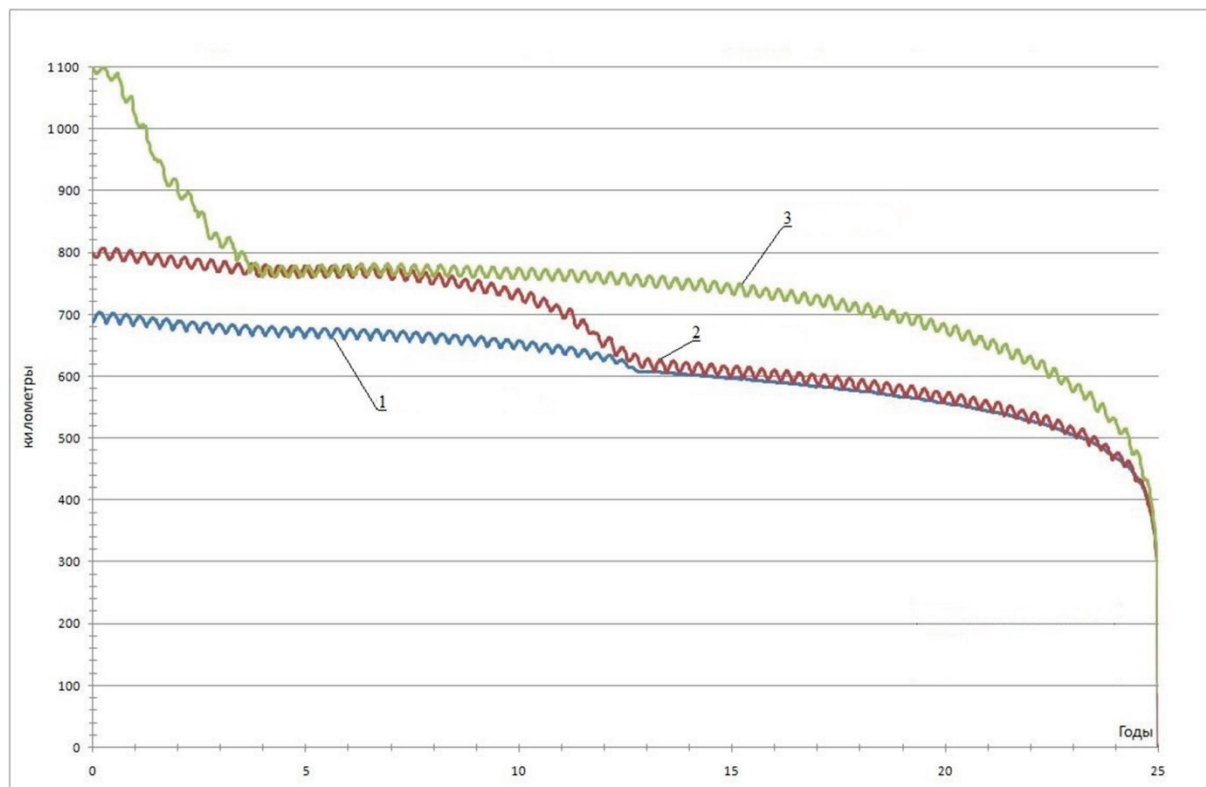


Рис. 2. Падение высоты в течение 25 лет при наклонении 98° , для разных верхних высот (1 – 700 км, 2 – 800 км, 3 – 1100 км)

Стремительное снижение высокой орбиты с начальной высотой апогея 1100 км за первые 4 года дает возможность утверждать, что вариант орбит захоронения с высоким эксцентриситетом может быть интересным с точки зрения уменьшения затрат горючего на проведение маневров для вывода КА на необходимую орбиту.

Для анализа конкретной схемы выбора орбиты захоронения КА и выведения КА на эту орбиту необходимо проведение расчетов с помощью быстродействующего программного комплекса. Это требуется и для оценки времени снижения и выхода максимальной высоты орбиты КА из зоны рабочих орбит активных КА в реальном проекте.

На графике (рис. 3) демонстрируется характер снижения орбиты КА в течение 25 лет для эллиптической орбиты захоронения. Здесь, кроме средней высоты, показана максимальная и минимальная высота орбиты КА. У эллиптической орбиты эксцентриситет уменьшается, и,

соответственно, снижение высоты в плотных слоях атмосферы становится похожим на эволюцию круговой орбиты.

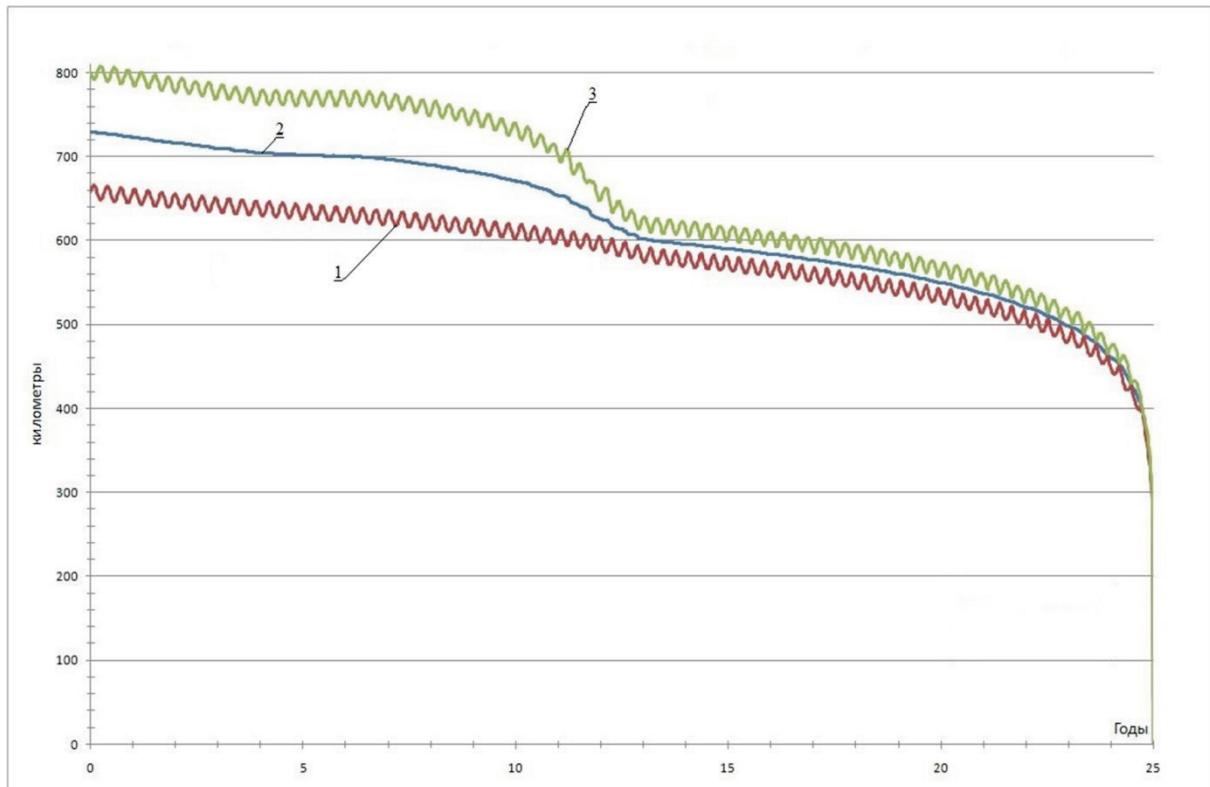


Рис. 3. Падение высоты в течение 25 лет при наклонении 98° (начальная верхняя высота 800 км). 1 – высота в перигее, 2 – средняя высота, 3 – высота в апогее

Алгоритм расчета параметров маневров перелета на орбиту с прогнозируемым временем баллистического существования

Используя рассчитанные в предыдущем разделе величину радиуса круговой орбиты захоронения r_f и величину перицентра эллиптической орбиты захоронения $r_{\pi f}$, можно рассчитать затраты суммарной характеристической скорости, необходимой для формирования соответствующей орбиты захоронения.

Изменение большой полуоси эллиптической орбиты в результате маневра рассчитывается по формуле

$$\Delta a = \frac{2a^2 V}{\mu} \Delta V_T,$$

где ΔV_T – тангенциальная составляющая импульса скорости, а V – скорость в той точке орбиты, где прикладывается импульс скорости. Из формулы следует, что для оптимального изменения большой полуоси орбиты импульс скорости необходимо ориентировать по касательной к орбите, а

максимальное изменение произойдет, если импульс прикладывать в перигея орбиты, где скорость КА наибольшая.

До начала основного расчета предварительно вычисляется скорость в апогее начальной орбиты, а также сами величины апогея и перигея:

$$\begin{aligned} V_{\alpha} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}}(1-e), \\ r_{\alpha} &= a(1+e), \\ r_{\pi} &= a(1-e). \end{aligned}$$

При формировании эллиптической орбиты захоронения используется один тормозной импульс скорости, прикладываемый в апогее исходной орбиты. Величина импульса скорости находится по формуле

$$\Delta V_t = \frac{(r_{\pi f} - r_{\pi})\mu}{4a^2 V_{\alpha}}.$$

Для второго типа решения при формировании круговой орбиты захоронения используются два тормозных импульса скорости. Первый из импульсов прикладывается в апогее исходной орбиты, а второй - в перигее орбиты, полученной после приложения первого импульса скорости. Величина первого импульса скорости прикладываемого в апогее находится по формуле

$$\Delta V_{t1} = \frac{(r_f - r_{\pi})\mu}{4a^2 V_{\alpha}}.$$

Затем вычисляются большая полуось a_n , фокальный параметр p_n и эксцентриситет e_n сформированной первым импульсом орбиты и скорость в ее перигее $V_{\pi n}$:

$$\begin{aligned} a_n &= \frac{1}{2}(r_{\alpha} + r_f), \\ e_n &= \frac{r_{\alpha} - r_f}{r_{\alpha} + r_f}, \\ p_n &= a_n(1 - e_n^2), \\ V_{\pi n} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_n}}(1 + e_n). \end{aligned}$$

Величина второго импульса скорости, прикладываемого в перигее орбиты, полученной после приложения первого импульса скорости, находится по формуле

$$\Delta V_{t2} = \frac{(r_f - r_\alpha)\mu}{4a_n^2 V_{\pi n}}.$$

Если начальная орбита круговая, то при выборе момента схода с орбиты можно учитывать дополнительные условия, например, выбирать такой момент изменения орбиты, чтобы уменьшить вероятность столкновения с космическим мусором.

Заключение

Рассмотрена задача расчёта параметров манёвров перевода КА на орбиту захоронения с заданным сроком существования. Проанализированы эволюции различных типов орбит захоронения. Показаны преимущества и недостатки перевода КА на эллиптическую и круговую орбиты захоронения. Данные исследования позволяют для конкретного проекта выбрать необходимый тип орбиты захоронения и момент перевода КА на эту орбиту. Для проведения исследования был использован численно-аналитический интегратор THEONA, позволяющий осуществлять прогноз движения КА на длительные промежутки времени. Использование этого интегратора позволяет сократить время расчёта на два – три порядка, практически без потери точности расчёта.

Л и т е р а т у р а

1. *Афанасьева Т.И., Гритчина Т.А., Колюка Ю.Ф.* Оценка возможных орбит увода для очищения области космического пространства на высотах 900 – 1500 км // Космонавтика и ракетостроение, 2014, № 1, с. 94-105.
2. *Булынин Ю.Л., Созонова И.Л.* Анализ выполнения требований межагентского координационного комитета по предупреждению образования космического мусора // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. Академика М.Ф. Решетнева, 2013, № 6, с. 100-106.
3. *Усовик И.В.* Анализ характеристик потока космического мусора на низких околоземных орбитах с использованием уточнённой модели // Космонавтика и ракетостроение, 2014, № 3(76), с. 97-102.
4. *Голиков А.Р.* Численно-аналитическая теория движения искусственных спутников небесных тел // Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша АН СССР, 1990, № 70, 26 с.
5. *Голиков А.Р.* Численно-аналитическая теория THEONA движения искусственных спутников небесных тел // Космические исследования, 2012, т. 50, № 6, с. 480-489.

ИЗУЧЕНИЕ КАТАСТРОФИЧЕСКИХ ЯВЛЕНИЙ И ЭКОЛОГИЧЕСКИХ ПРОБЛЕМ С РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

М.Ю. Беляев¹, Л.В. Десинов², Д.Ю. Караваев¹, О.А. Юрина¹

¹*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева;*

²*Институт географии РАН*

Космический эксперимент «Ураган»

В настоящее время Международная космическая станция (МКС) является единственной функционирующей пилотируемой космической платформой на околоземной орбите, а также самым дорогим космическим проектом в истории человечества. Поэтому важнейшей задачей является эффективное целевое использование этого уникального орбитального космического комплекса.

Одно из направлений такого использования – отработка на борту новой целевой аппаратуры и методов её наиболее эффективного применения в полёте с целью последующего использования на автоматических космических аппаратах.

С самого начала полёта МКС на Российском сегменте (РС) был организован космический эксперимент (КЭ) «Ураган», выполняемый совместно РКК «Энергия» им. С.П. Королева и Институтом географии Российской академии наук. Главной целью КЭ была отработка новой аппаратуры, методов и технологий по изучению Земли и потенциально опасных процессов и явлений природного и техногенного характера, приводящих к катастрофам и экологическим проблемам на земной поверхности и в атмосфере.

С самого начала КЭ «Ураган» при проведении научных исследований на борту орбитального комплекса постановщики эксперимента столкнулись с определёнными трудностями, одна из которых связана со спецификой станции, а именно с её ориентацией.

Вследствие того, что МКС имеет большую массу, а гиродины Американского сегмента, отвечающие за ориентацию станции, имеют малое значение располагаемого кинетического момента, стало невозможным разворачивать станцию каждый раз, когда необходимо отснять какой-либо объект, как это делалось раньше на отечественных орбитальных комплексах «Салют» и «Мир», где использовалась жёстко зафиксированная, стационарная аппаратура.

Трудности, связанные с ориентацией МКС, привели к тому, что в эксперименте «Ураган» вместо стационарных камер стали использовать переносные. При этом направление съёмки выбирает сам космонавт.

Использование переносной аппаратуры позволило преодолеть проблему наведения на исследуемые объекты – вместо разворота станции, космонавт разворачивает камеру и снимает интересующий его объект.

Работа космонавтов на МКС с переносной аппаратурой имеет свои дополнительные преимущества, особенно при изучении катастрофических явлений.

Стоит выделить некоторые из них.

У космонавта есть возможность в реальном масштабе времени выбирать и отслеживать объекты земной поверхности, расположенные как вдоль, так и в стороне от трассы полёта орбитальной станции, и регулярно выполнять визуальный контроль экологической обстановки.

В случае обнаружения и изучения природных и техногенных катастроф космонавт может самостоятельно выявлять признаки чрезвычайных ситуаций (ЧС), выбирать направление, ракурс и параметры съёмки и фотографировать объекты потенциальной экологической опасности, съёмка которых не была запланирована.

При обнаружении района ЧС, за одну минуту полета космонавт может сделать сначала общий снимок исследуемого объекта, а затем осуществить детальную съёмку его отдельных фрагментов. При этом будет меняться площадь фотографируемой поверхности и разрешение получаемых цифровых фотоизображений.

В некоторых случаях фотографирование в надир может дополняться перспективной съёмкой с разных ракурсов, которые выбирает космонавт. Наличие двух видов изображений одного и того же объекта существенно повышает результаты исследований.

Кроме того, космонавт может снимать труднодоступные или протяженные криволинейные объекты, что сложно сделать аппаратурой автоматических космических аппаратов.

Несмотря на эти преимущества, у съёмки переносными камерами есть свои недостатки. К основным можно отнести то, что выбор объекта съёмки ограничен временем суток и распорядком дня космонавтов. Кроме того, снимки с РС МКС географически не привязаны.

Аппаратура КЭ «Ураган»

На данном этапе в космическом эксперименте «Ураган» используют фото- и спектральную аппаратуру для съёмки Земли и потенциально опасных процессов и явлений (рис. 1).

Фотосъёмка земной поверхности осуществляется с помощью переносных цифровых фотокамер Nikon D3, Nikon D3S, Nikon D4, Nikon D3X и Nikon D800. Фотокамеры регистрируют объекты земной

поверхности в оптическом диапазоне спектра электромагнитных волн, в натуральных цветах.



Рис. 1. Космонавты ведут съёмки исследуемых объектов в КЭ «Ураган» (слева направо: Корзун Валерий Григорьевич с фотоаппаратурой, Юрчихин Федор Николаевич с фотоспектральной системой, Шкаплеров Антон Николаевич с видеоспектральной системой)

В качестве примера в табл. 1 приведено соотношение фокусного расстояния фотокамеры Nikon D3X (рис. 2), площади съёмки и пространственного разрешения получаемого изображения.



Рис. 2. Фотокамера Nikon D3X

Таблица 1

Соотношение фокусного расстояния фотокамеры Nikon D3X, площади съёмки и пространственного разрешения получаемого изображения

Фокусное расстояние, мм	Площадь съёмки, км	Разрешение на местности, м
1200	12x8	2
800	18x12	3
400	36x24	6

Как видно из таблицы, пространственное разрешение снимка при фокусном расстоянии 1200 мм и охвате 12х8 км составляет около 2 м.

Кроме цифровых фотокамер в КЭ «Ураган» используют фото- и видеоспектральную системы (ФСС и ВСС) (рис. 3, 4) с возможностью регистрации спектральной плотности энергетической яркости излучения, отражённого от подстилающей поверхности. В табл. 2, 3 приведены основные технические характеристики ФСС и ВСС.



Рис. 3. Фотоспектральная система (ФСС)

Таблица 2

Основные технические характеристики ФСС

Наименование	Единица измерения	Фактические значения
Рабочий спектральный диапазон модуля спектрорадиометра	нм	350 ÷ 1050
Спектральное разрешение модуля спектрорадиометра	нм	2,0 – 3,0
Число пикселей модуля изображения	млн.	12,1
Количество зон спектрометрирования	шт.	1
Пространственное разрешение фотоспектрометра с высоты 400 км	м	2000х100
Масса	кг	7,58

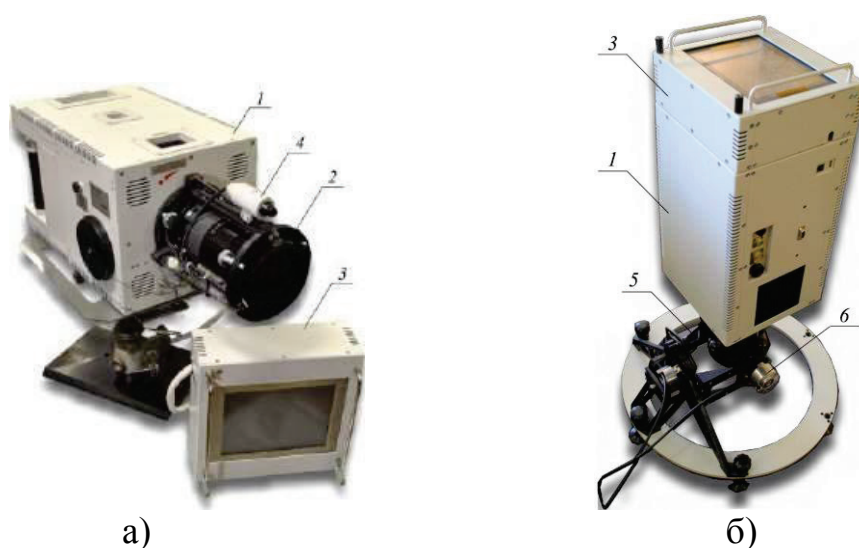


Рис. 4. Видеоспектральная система (ВСС): а) ВСС на юстировочном столе;
б) ВСС на кронштейне установочном

Таблица 3

Основные технические характеристики ВСС

Наименование	Единица измерения	Фактически е значения
Рабочий спектральный диапазон модуля видеоспектрометра (не менее 256 спектров на кадр)	нм	400 ÷ 950
Спектральное разрешение видеоспектрометра	нм	2,0
Число пикселей модуля изображения	млн	40,3
Количество зон спектрометрирования	шт	273
Пространственное разрешение видеоспектрометра с высоты 400 км	м	50
Масса	кг	13,55

Дальнейшее проведение КЭ «Ураган» планируется с использованием не только переносной, но и стационарной аппаратуры, имеющей большой угол поля зрения. Ниже приведена разрабатываемая научная аппаратура для КЭ «Ураган»:

1. *Аппаратура ICARUS (International Cooperation for Animal Research Using Space)*. Аппаратура предназначена для отслеживания с борта

РС МКС миниатюрных передатчиков массой < 5 грамм, закреплённых на животных с целью изучения путей их перемещения на Земле.

На рис. 5. представлен один из возможных вариантов размещения антенн научной аппаратуры ICARUS на РС МКС, общий вид блока электроники, установленный внутри гермоотсека и предназначенный для хранения и обработки данных, а также приведен общий вид передатчика, закрепляемого на животном. Основные технические характеристики аппаратуры ICARUS и передатчика представлены в табл. 4 и 5.

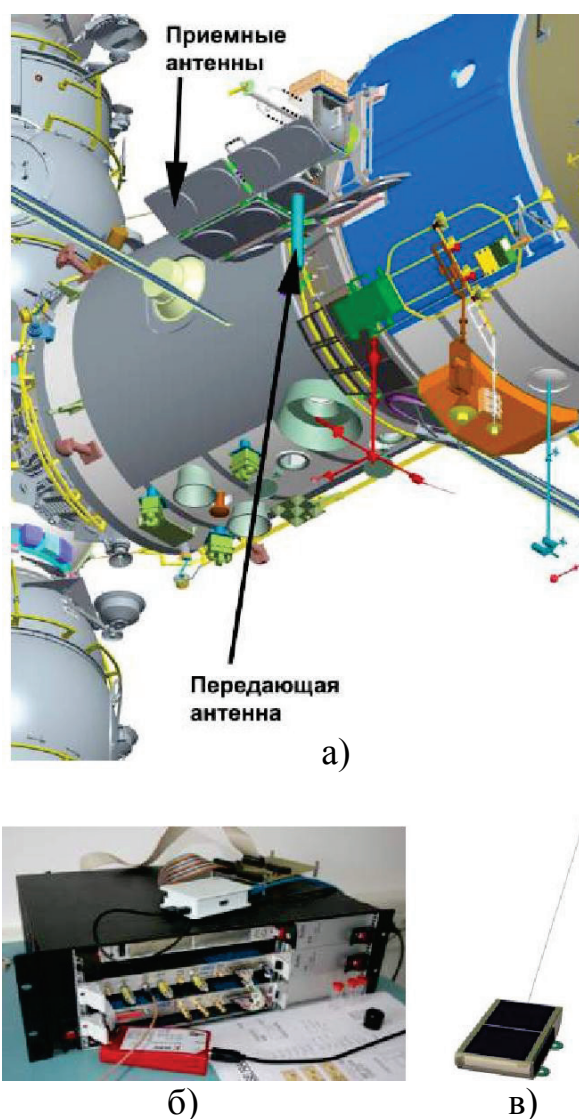


Рис. 5. Аппаратура ICARUS: а) Размещение бортового оборудования ICARUS на служебном модуле РС МКС; б) Блок электроники; в) Общий вид передатчика, закрепляемого на животном

Таблица 4

Основные технические характеристики аппаратуры ICARUS

<i>Восходящая линия связи (прием данных)</i>	
Частота, МГц	401 – 406
Ширина полосы, МГц	1,2
Скорость передачи данных, бит/с	520
Мгновенная область покрытия поверхности Земли	90 км x 800 км
Количество передатчиков, находящихся в поле зрения антенн, шт.	500
<i>Нисходящая линия связи (передача)</i>	
Частота, МГц	467,5 – 469,5
Ширина полосы, кГц	50
Скорость передачи данных, бит/с	656

Таблица 5

Основные технические характеристики передатчика

Масса, г	< 5
Размер, мм	< 25 x 15 x 5
Длина антенны, мм	60
Датчики	GPS-приёмник, Акселерометр, Датчик температуры
Определение местоположения	GPS/ГЛОНАСС/(Galileo)
Интервал определения местоположения, час	1 (регулируемый)
Срок службы конструкции передатчика, месяц	> 9

2. Система ориентации видеоспектральной аппаратуры (СОВА). Система предназначена для обеспечения установки на иллюминаторах РС МКС различной научной аппаратуры видео-, фото- и спектральной съёмки, её наведения и съёмки по заданной программе оператором или без участия оператора.

К настоящему времени разработаны и изготовлены макеты двух принципиально различающихся конструкциями платформ наведения СОВА (рис. 6) с модификациями для иллюминаторов диаметром 420 мм и 228 мм.

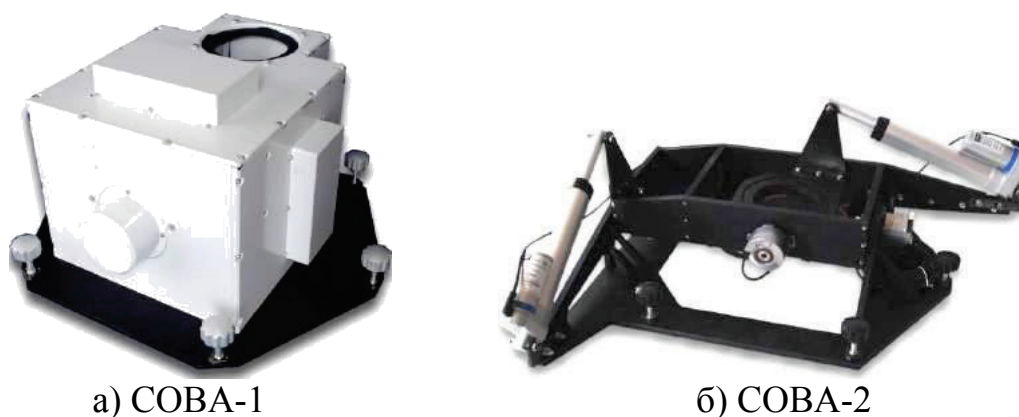


Рис. 6. Макеты платформы наведения

Данные платформы наведения обеспечивают возможность наведения по двум взаимно перпендикулярным осям с углами отклонения от положения «надир» $\pm 30^\circ$. Возможна установка их в двух положениях относительно направления полета МКС – 0 и 180° с последующей программной корректировкой угла установки.

Скорость углового перемещения оптической оси платформ наведения СОВА-1 и СОВА-2 составляет 0,75–1,5 град/с и 0,5–6,0 град/с, соответственно.

3. Гиперспектрометр. Аппаратура предназначена для регистрации и обработки гиперспектральных изображений земной поверхности в нескольких спектральных каналах (по выбору космонавта от 1 до 100 из 180 каналов) в видимом и ближнем инфракрасном диапазонах спектра, а также получения панхроматических изображений для визуализации заданной области земной поверхности.

Гиперспектрометр включает в свой состав: гиперспектральную камеру видимого диапазона (ГСК-ВД), гиперспектральную камеру ближнего инфракрасного диапазона (ГСК-БИК) и панхроматическую камеру (ПК). Спектральное разрешение ГСК-ВД и ГСК-БИК при расчётной высоте орбиты МКС 400 км составляет ≤ 25 и 30 нм, разрешение в надир – ≤ 45 и 70 м, максимальное число спектральных каналов, получаемых одновременно во время съёмки – ≥ 70 и 30, а угол поля зрения – $\geq 3,5$ градусов. У ПК разрешение в надир – ≤ 120 м, а угол поля зрения – $\geq 10 \times 10$ градусов.

4. *Радиометр инфракрасный высокого разрешения (РИВР)*. Данный прибор предназначен для оптико-механического сканирования поверхности Земли с использованием многоэлементных приёмников излучения в среднем (от 3,3 до 4,3 мкм) и дальнем (от 7,8 до 10,2 мкм) инфракрасных диапазонах спектра.

Оценка развития катастрофических и потенциально опасных явлений по изменению площади наблюдаемых объектов

Еще одной задачей эксперимента «Ураган», кроме отработки аппаратуры на борту, является отработка технологии изучения катастрофических явлений и разработка математических моделей оценки их развития.

Для многих катастрофических явлений, например, наводнений, оползней, пожаров и др., их развитие можно оценить по изменению площади наблюдаемых объектов во времени. В ходе КЭ «Ураган» на РС МКС была разработана технология оценки развития некоторых катастроф и потенциально опасных явлений по изменению площади наблюдаемых объектов. Разработанный метод расчёта площадей позволяет с помощью созданного программно-математического обеспечения выявлять динамику катастрофического процесса и делать оценку его дальнейшего развития.

Метод расчёта площадей основан на выделении на экране персонального компьютера заданной области исходного снимка определённым цветом, пересчёте снимка в ортогональную проекцию и подсчёте числа пикселей, выделенных цветом на преобразованном снимке. Поскольку в ортогональной проекции площадь каждого пикселя точно определена, суммарная площадь всех выделенных пикселей также может быть определена и таким образом вычисляется площадь выделенной области. По тому же принципу рассчитываются линейные размеры объектов.

В процессе расчёта площадей изучаемых объектов осуществляется также определение координат фотографируемых объектов. С этой целью был разработан и используется способ определения координат фотографируемых ручными камерами объектов, основанный на предварительной идентификации характерных объектов на снимке и статистической обработке получаемых координат определяемого объекта. Для нахождения характерных объектов на снимке разработана специальная методика, позволяющая выбирать их оптимальным образом.

Использование материалов фотосъёмки с РС МКС, применение разработанного метода и специального программно-математического обеспечения для обработки снимков позволили, например, рассчитать площадь оползней, возникших в процессе катастрофического наводнения районе города Крымска 6-7 июля 2012 года.

С помощью ортотрансформированных космических снимков получены десятки отдешифрированных оползней (рис. 7), возникших в процессе катастрофического наводнения, и оценена их общая площадь [1]. По площади оползней были оценены объёмы твердой составляющей в потоке водных масс. Результаты расчёта площади оползней на реке Неберджай (n1—n32) и её притоках (n33—n63) представлены в табл. 6, приведены сведения о площади каждого и суммарной площади обнаруженных оплывин.

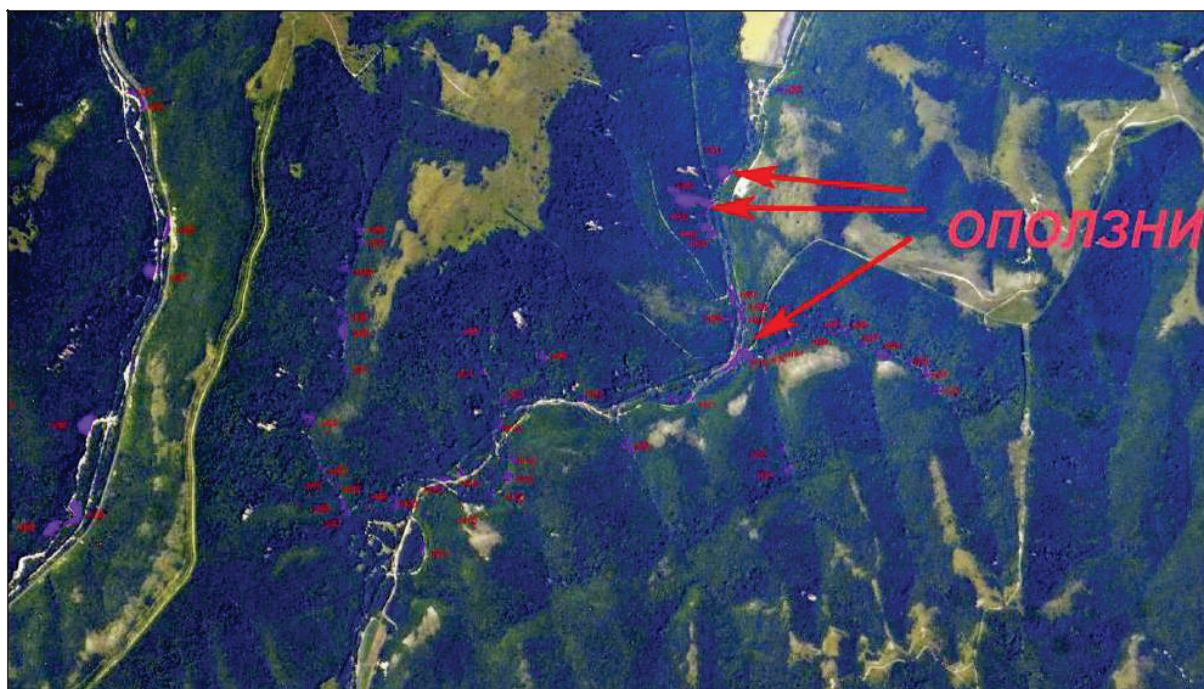


Рис. 7. Отдешифрированные оползни в бассейне р. Неберджай

Регулярные космические съёмки Аральского моря были начаты ещё в конце 60-х годов, когда появились первые признаки его усыхания. Мониторинг Арала является одной из приоритетных задач наблюдений в КЭ «Ураган». Съёмки выполняются с целью оценки темпов усыхания, прогнозирования её последствий и разработки мер парирования развития экологической катастрофы.

Таблица 6

Оползни в бассейне р. Неберджай

№№ оползней	Площади проекций на гориз. поверх- сть, кв.м	Площади из расчёта, что ср. угол склона 30 град, кв.м	№№ оползней	Площади проекций на гориз. поверх- сть, кв.м	Площади из расчёта, что ср. угол склона 30 град, кв.м
<i>р. Неберджай</i>			<i>притоки р. Неберджай</i>		
n01	3961	4555	n33	549	631
n02	8659	9957	n34	910	1046
n03	308	354	n35	957	1100
n04	1445	1662	n36	589	677
n05	1024	1177	n37	408	469
n06	415	477	n38	763	877
n07	1305	1500	n39	683	785
n08	602	692	n40	2228	2562
n09	1151	1323	n41	328	377
n10	5292	6086	n42	1305	1500
n11	1258	1446	n43	314	362
n12	321	369	n44	254	292
n13	723	831	n45	201	231
n14	796	916	n46	502	577
n15	1372	1577	n47	515	592
n16	368	423	n48	221	254
n17	549	631	n49	957	1100
n19	716	823	n50	448	516
n20	1024	1177	n51	475	546
n21	582	669	n52	455	523
n22	515	593	n53	542	624
n23	676	777	n54	542	623
n24	963	1108	n55	977	1124
n25	214	246	n56	1198	1378
n26	1806	2077	n57	3105	3571
n27	355	408	n58	5661	6510
n28	355	408	n59	4416	5079
n29	268	308	n60	3981	4578
n30	241	277	n61	495	570
n31	743	854	n62	3159	3632
n32	702	808	n63	361	416
Всего:				76208	87631 (≈ 8,76 га)

При съёмке цифровыми фотоаппаратами для анализа поступает очень важная информация о состоянии бывшего Аральского моря. Происходящие изменения могут быть определены по сокращению площади её водной поверхности.

Для выявления динамики усыхания Арала было выбрано два космических снимка за 2002 и 2014 гг., с изображением общего вида озера (рис. 8, 9).



а) Исходный космический снимок



б) Снимок после тематической обработки

Рис. 8. Исходный и обработанный снимок,
полученный камерой DCS 760С 20.06.2002 г. в 08:17:58



а) Исходный космический снимок



б) Снимок после тематической обработки

Рис. 9. Исходный и обработанный снимок,
полученный камерой Nikon D3X 22.06.2014 г. в 10:48:02

Отобранные снимки прошли первичную радиометрическую обработку, после чего с помощью растрового графического редактора для обработки данных дистанционного зондирования была произведена их координатная привязка по опорным точкам в географической проекции Geographic / WGS84. Далее проведена их тематическая обработка.

Обведены контуры водной поверхности Большого и Малого Арала и посчитана площадь полученных многоугольников.

По снимку, полученному камерой DCS 760C 20.06.2002 г. в 08:17:58, определена площадь Малого – 2975,2 кв. км и Большого Арала – 18898 кв. км. Общая площадь Малого и Большого Арала в 2002 г. составила 21873,2 кв. км.

По снимку, полученному камерой Nikon D3X 22.06.2014 г. в 10:48:02 также определена площадь Малого – 3493,1 кв. км и Большого Арала – 4027,3 кв. км. Общая площадь Малого и Большого Арала в 2014 г. составила 7520,4 кв. км.

Таким образом, выявлено, что с 2002 по 2014 гг. общая площадь Арала сократилась на 14352,8 кв. км, а с 1960 по 2015 гг. – на 58,6 тыс. кв. км.

В 2014 г. Аральское море подпитывала только река Сырдарья, в связи с чем, основная часть озера Большого Арала полностью высохла. Площадь Малого Арала, наоборот, увеличилась вследствие функционирования возведенной в 2005 году Кокаральской дамбы.

Определение скорости и моментов времени катастрофического схода ледников

Изучение колебаний ледников – важная задача мониторинга горных районов для оценки развития чрезвычайных ситуаций и изучения глобального потепления.

В процессе реализации КЭ «Ураган» с РС МКС периодически осуществляется съёмка нескольких десятков пульсирующих и динамически нестабильных ледников.

Для определения положения границ ледников по космическим снимкам обычно используют ортотрансформированные изображения, которые обрабатываются с помощью широко известных программных продуктов ГИС (Erdas Imagine, Envi, Global Mapper и др.). Выполняют совместную обработку картографического материала и орбитальных изображений с «привязкой» снимков. Дешифрирование осуществляется вручную и требует высокого уровня профессионализма. Опыт показывает, что масштаб карт 1:50 000 является предельно допустимым (не мельче) с точки зрения «привязки» гляциологических объектов. Но гораздо рациональнее использовать карты М 1:25 000 и крупнее. Вместе с тем все карты содержат технологические погрешности, как в высотных отметках, так и в отображении контуров ледников, особенно их окончаний.

Установлены весьма существенные недостатки совмещения топографических карт и космических снимков высокогорного ландшафта:

1. Согласно Основным положениям [2] при составлении карт М1:25 000 и М1:50 000 «средние ошибки в плановом положении твёрдых контуров относительно ближайших опорных пунктов и линий прямоугольной сетки не должны превышать на картах горных районов 0,75 мм их масштаба», т.е. погрешности для карт могут достигать 18 и 36 м соответственно.

2. При дешифрировании материалов дистанционного зондирования штатными топографами контуры ледников зачастую определяются с большими погрешностями.

В этом случае возникает вопрос о точности измерений перемещения концов ледников с помощью современных технологий совместного анализа цифровых моделей рельефа и космических снимков.

В ходе эксперимента для оперативного определения скорости движения сфотографированного с космического аппарата ледника были разработаны специальные методики, позволяющие повысить точность измерений:

1) Методика расчёта перемещения точек поверхности динамически нестабильного ледника относительно контрольного створа.

2) Методика расчёта перемещения динамически нестабильного ледника по изменению положения нижней точки его языка относительно контрольного створа.

В статье рассматривается только вторая методика [3].

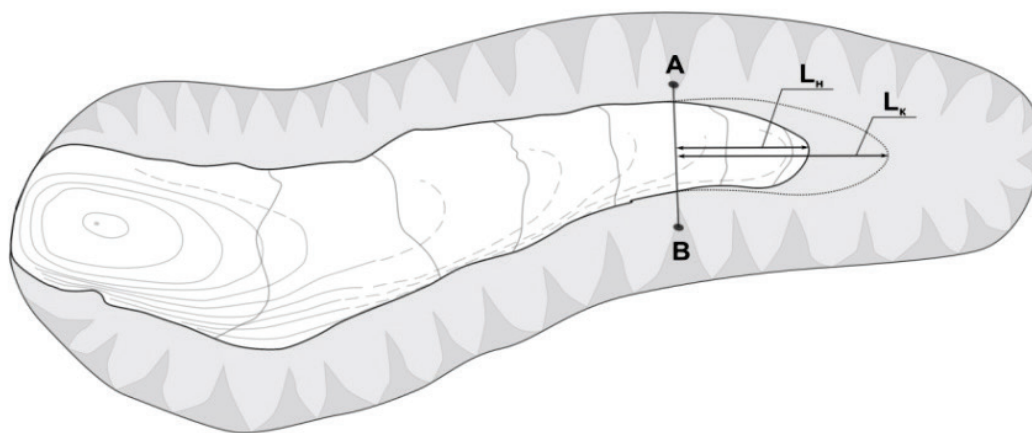
В каждом случае предварительно находят неподвижные характерные малоразмерные точки на противоположных склонах долины. Затем осуществляют съёмку ледника. На полученном изображении фиксируют контрольный створ в виде линии, проходящей через выбранные точки (рис. 10).

При оценке изменения положения нижней точки ледника осуществляют «привязку» космического снимка к метрическим координатам, отмечают на снимке нижнюю точку ледника фиксируют её горизонтальные координаты. Отмечают точку с этими же координатами на карте и получают показатель высоты над уровнем моря.

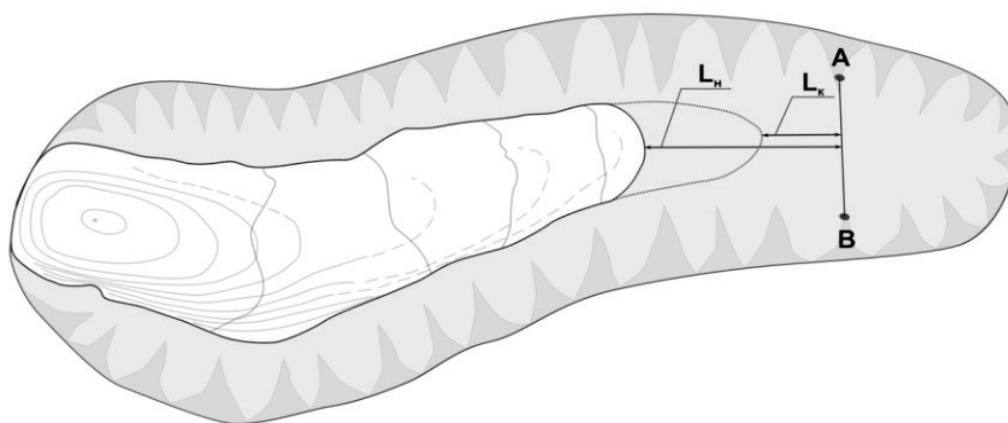
На рис. 10 введены обозначения:

А, В – неподвижные характерные точки на склонах ледника. АВ – контрольный створ.

L_n , L_k – начальное и конечное расстояние от контрольного створа до максимально удалённой крайней точки языка ледника (до и после подвижки), так, что $\delta L = L_k - L_n$ (для рис. 10а) и $\delta L = L_n - L_k$ (для рис. 10б).



а) При пересечении ледника и контрольного створа АВ



б) При отсутствии пересечения ледника и контрольного створа АВ

Рис. 10. Определение скорости движения ледника с использованием космических снимков

Заметим, что неподвижные характерные точки всегда могут быть найдены на склонах ледника. Ими могут являться кучи камней, отдельные крупные валуны и т.д.

В случае пересечения изображения ледника и контрольного створа (рис. 10а) по полученному изображению измеряют расстояние L от контрольного створа до максимально удалённой крайней точки языка ледника, а в случае, если изображение ледника и контрольного створа не пересекаются (рис. 10б), – расстояние до минимально удалённой крайней точки языка ледника. Минимальная скорость движения ледников составляет 20 см/сутки. Поэтому для надёжного определения перемещения ледника берётся соотношение

$$n = K \cdot \Delta / 0,2,$$

где n – количество суток до повторной съёмки;

K – коэффициент, выбираемый из условия надёжности определения перемещения ледника (принимается $K=3$);

Δ – геометрическое разрешение съёмочной системы космического аппарата.

После чего повторяют съёмку и определяют изменение измеряемого расстояния от контрольного створа до крайней точки языка ледника.

Определение скорости движения фронтальной части ледника в простейшем случае осуществляют по формуле

$$\delta L / \Delta T,$$

где δL – изменение расстояния от контрольного створа до максимально (минимально) удалённой крайней точки языка ледника через промежуток времени ΔT ;

ΔT – промежуток времени, через который осуществляется повторная съёмка (не меньше n), при возникновении благоприятных условий для съёмки.

Условия съёмки зависят от взаимного положения трассы КА и объекта съёмки на земной поверхности, угла возвышения Солнца и облачности.

При определении скорости движения ледников используются различные модели его движения: движение с постоянной скоростью, равноускоренное движение и т.д. В общем случае используются степенные законы.

Для оценки момента времени катастрофического схода (обвала) ледника, например, при достижении ледником обрыва, проводят дополнительную съёмку. После третьего выполнения данной процедуры определяют расстояние S от фронтальной его части до объекта, достижение которого ледником приведет к катастрофическому событию. Момент времени t наступления катастрофического схода ледника определяют из соотношения:

$$S = \left[\frac{\delta L_2}{\Delta T_2} + \left(\frac{\delta L_2}{\Delta T_2} - \frac{\delta L_1}{\Delta T_1} \right) * \frac{\Delta T_2}{\Delta T_1 + \Delta T_2} \right] * t + \frac{\frac{\delta L_2}{\Delta T_2} - \frac{\delta L_1}{\Delta T_1}}{\frac{\Delta T_1 + \Delta T_2}{2}} * \frac{t^2}{2},$$

где $\delta L_1 = L_1 - L$, $\delta L_2 = L_2 - L$;

L , L_1 , L_2 – расстояния от контрольного створа до максимально удалённой крайней точки языка ледника в моменты проведения съёмки;

ΔT_1 , ΔT_2 – промежутки времени между вторым и первым, и третьим и вторым проведением съёмки.

В последнем выражении движение ледника считается равноускоренным.

Для повышения точности и надежности определения движения ледника и экстраполяции его положения используется не три, а большее количество измерений. В этом случае неизвестные величины определяются методом наименьших квадратов, или его модификациями.

В общем случае для описания движения ледников используются степенные законы вида

$$S = M(T + t)^\gamma + F,$$

где константы M , T , γ , F ищутся по результатам измерений (не менее 4-х). Рассмотренный случай равноускоренного движения соответствует показателю $\gamma=2$.

Метод позволяет определять скорость движения фронтальной части ледника и момент его схода дистанционно, что весьма удобно при решении данной задачи.

Пример расчёта скорости отступления ледника по фотоснимкам с РС МКС приведен для ледника Упсала в период 2003 – 2014 гг.

С 2003 г. с РС МКС осуществляется регулярный мониторинг ледников, расположенных в северном и южном полушариях Земли. Получаемые цифровые фотоснимки обрабатываются в программе Global Mapper по описанной выше методике.

Исследования показали, что оценки перемещения языка ледника по самой нижней его точке не только трудоемки, но и сопряжены с некоторой неопределенностью по причине невысокого контраста этой части ледника на фоне окружающего ландшафта. По этой причине отработка методики началась с простого примера, когда язык ледника ярко выделяется на фоне окружающего ландшафта. В связи с этим в качестве одного из тестовых объектов был выбран динамически нестабильный ледник Упсала, расположенный на восточном склоне Анд, на Южном ледовом поле Патагонии в Аргентине. На рис. 11 приведены данные отступления динамически нестабильного ледника Упсала с 2003 по 2014 гг.

Ледник Упсала – один из самых крупных в этой горной стране. Он относится к числу таких глетчеров, сокращение которых приобрело катастрофический характер. К 2014 г. за последние 11 лет он сократился на 4150 м. Ледник Упсала фотографировался с высоким разрешением 10 раз в период с 2002 по 2014 гг. В табл. 7 приводятся результаты расчёта величины отступления ледника.

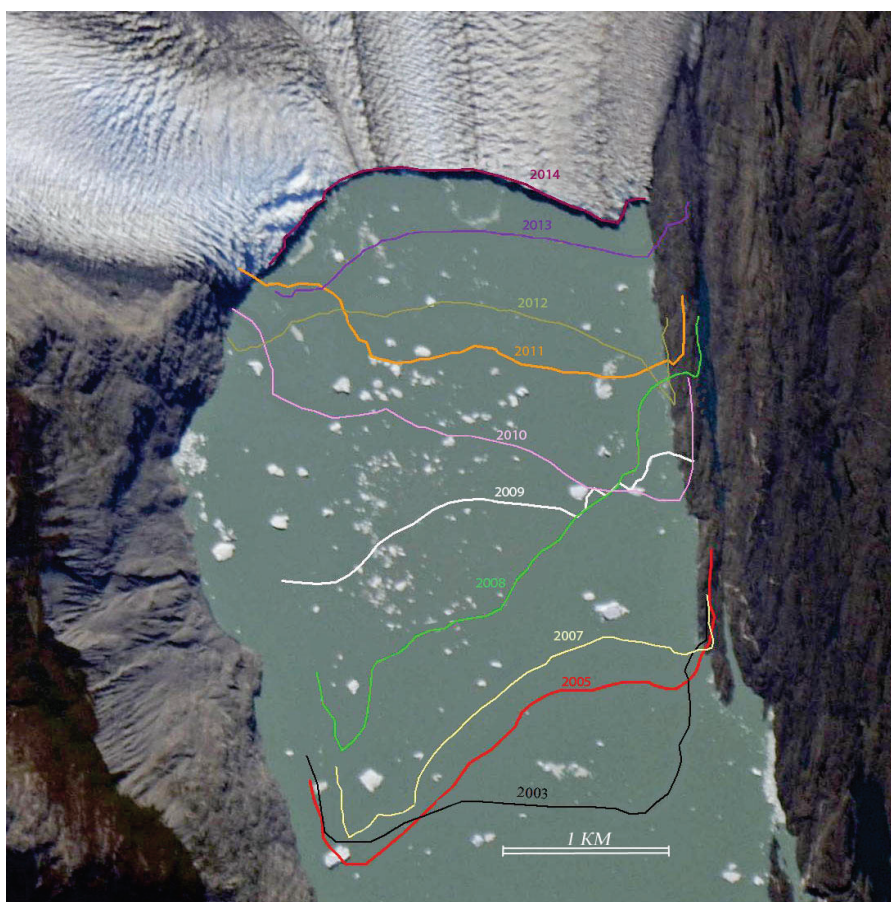


Рис. 11. Данные отступления динамически нестабильного ледника Упсала с 2003 по 2014 гг.

Таблица 7

Отступление ледника Упсала в 2003-2014 гг.

Годы	Сокращение, м	Скорость сокращения, м/год	Средняя скорость сокращения, м/год
2003	302	151	432
2005	228	114	
2007	638	638	
2008	742	742	
2009	558	558	
2010	440	440	
2011	334	334	
2012	490	490	
2013	418	418	
2014	418	418	
Всего:	4150	-	

Как видно из табл. 7 средний темп отступления ледника Упсала составляет 432 м/год.

Таким образом, на основе разработанной методики расчёта по космическим снимкам перемещения динамически нестабильного ледника по данным мониторинга с РС МКС исследовано отступление за последние 11 лет одного из самых больших ледников Анд – ледника Упсала. Полученные данные свидетельствуют об очень быстрой дегляциации Южного ледового поля Патагонии, а, следовательно, - высоком темпе потепления климата в этом регионе мира.

Заключение

Создание и внедрение вышеперечисленных методов может способствовать уменьшению негативных последствий возникающих катастроф в будущем, а полученные результаты исследований уже используются при планировании съёмок экипажей РС МКС, направляются в территориальные органы МЧС России для принятия своевременных мер по ликвидации или предотвращению катастрофических явлений.

Л и т е р а т у р а

1. *Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П., Рязанцев В.В., Юрина О.А.* Особенности проведения и использования результатов съёмки земной поверхности, выполняемой экипажами РС МКС // Космическая техника и технологии. 2015, № 1 (8). С. 17-30.
 2. Основные положения по созданию и обновлению топографических карт масштабов 1:10000, 1:25000, 1:50000, 1:100000, 1:200000, 1:500000, 1:1000000. ГКИНП-05-029-84. М., РИО ВТС, 1984.
 3. *Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А.* Изучение с борта Российского сегмента Международной космической станции в рамках программы «Ураган» катастрофических явлений, вызывающих экологические проблемы // Космонавтика и ракетостроение. 2015, № 1 (80). С. 71-79.
-

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ВРЕМЕННЫХ ИНТЕРВАЛОВ ПРОВЕДЕНИЯ СЕАНСОВ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «КОНТУР» НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МКС

С.Н. Алямовский

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева

Освоение человеком планет или спутников невозможно без их предварительного исследования. Одним из наиболее вероятных способов исследования является использование роботов-манипуляторов, находящихся на поверхности планеты, и управляемых космонавтом с орбитального космического корабля. Такая технология потребуется и для создания лунной станции. Человек может работать на лунной поверхности только несколько часов подряд, а для создания лунной станции необходимы месяцы. Эту задачу смогут выполнить только роботы.

Космические эксперименты (КЭ) серии «Контур» проводятся с 2009 года. Цель этих экспериментов – отработка технологии управления роботами, находящимися на планете, с борта орбитального корабля. С российской стороны его участниками являются: ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва», ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина» и ЦНИИ робототехники и технической кибернетики (ЦНИИ РТК, Санкт-Петербург), с немецкой стороны – институт робототехники и мехатроники Немецкого центра авиации и космонавтики (DLR).

В рамках КЭ «Контур-1» с Земли осуществлялось управление роботом, находящимся на Международной космической Станции (МКС).

Задачей КЭ «Контур-2» является отработка технологий управления с борта орбитального космического корабля (из невесомости) напланетными роботами, которые находятся в других условиях и на достаточно большом расстоянии. В рамках этого эксперимента Земля выступает в качестве исследуемой планеты, а МКС представляет собой орбитальный пилотируемый корабль. Связь робота с МКС осуществляется с использованием антенной наземной станции (АНС). С камеры робота, находящегося на поверхности Земли, видеоинформация передаётся на МКС. Космонавт получает видеоинформацию на экран компьютера и с помощью джойстика управляет роботом по телекоммуникационному каналу связи в режиме реального времени.

Манипулятор-джойстик с силомоментной обратной связью позволяет осуществить взаимодействие на космическом расстоянии, парируя задержку, возникающую в каналах связи при передаче команд

управления. Если задержка небольшая, то джойстик будет двигаться легко, а при увеличении задержки ручка станет двигаться туже.

Необходимым условием проведения эксперимента является двухсторонняя связь между АНС и МКС. Космонавт и управляемый им робот находятся на разных небесных телах, их взаимное положение относительно друг друга постоянно изменяется. Каналы связи перекрываются, когда орбитальный корабль уходит за линию местного горизонта АНС или между приёмо-передающими антеннами АНС и МКС находятся элементы конструкции орбитального корабля. Поэтому важным этапом подготовки КЭ является определение оптимальных временных интервалов проведения сеансов связи.

Например, при заданных условиях проведения КЭ «Контур-2», максимальная продолжительность сеанса связи не превышает 8-9 минут, причём в течение суток возможно не более 5 таких сеансов.

Движение объектов относительно Земли прогнозируется в геоцентрической правой декартовой системе координат – Гринвичской системе координат (ГСК). Начало координатной системы расположено в центре масс Земли. Плоскость XY параллельна земному экватору. Ось X параллельна плоскости гринвичского меридиана, ось Z направлена вдоль оси вращения Земли в Северный полюс мира.

Данные о положении АНС заданы в геодезических координатах φ , λ , h , основанных на аппроксимации поверхности Земли эллипсоидом вращения, где:

φ – географическая (геодезическая) широта АНС;

λ – географическая (геодезическая) долгота АНС;

h – высота АНС над уровнем моря.

На рис. 1 приведена схема взаимного расположения АНС и МКС. Введём следующие обозначения:

точка A – МКС;

Xa , Ya , Za – координаты МКС в ГСК;

Vx , Vy , Vz – проекции вектора скорости МКС на оси X , Y , Z ГСК, соответственно;

точка B – АНС;

Xb , Yb , Zb – координаты АНС в ГСК;

R – радиус местоположения МКС в геоцентрической системе координат;

r – радиус местоположения АНС в геоцентрической системе координат;

φ' – широта АНС в геоцентрической системе координат;

a – большая полуось земного эллипсоида;

b – малая полуось земного эллипсоида.

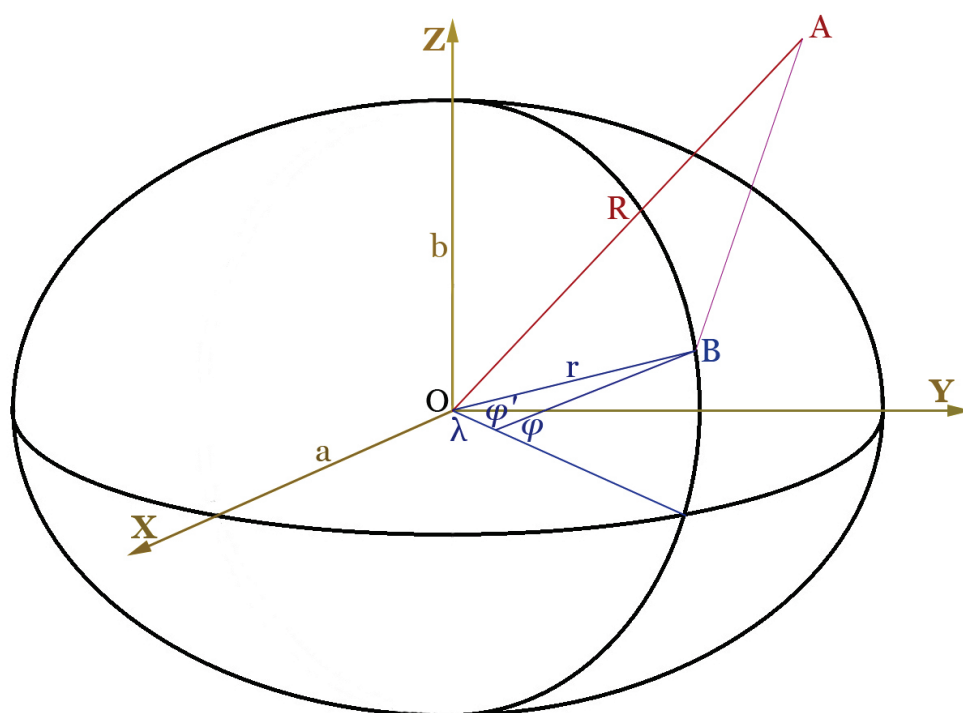


Рис. 1. Схема взаимного расположения АНС (точка В) и МКС (точка А)

Необходимым условием для возможности обмена информацией является «прямая видимость» МКС с АНС. Выполнение этого условия возможно, если угловое положение МКС относительно плоскости горизонта АНС выше заданного угла, позволяющего избежать помех от ландшафта и наземных строений. Задача «видимости» МКС сводится к нахождению её угловой высоты над плоскостью местного горизонта АНС.

Плоскость местного горизонта АНС удобнее всего «привязать» к Топоцентрической системе координат АНС. Начало координат находится в точке, заданной географическими координатами АНС. Ось аппликат \tilde{Z} совпадает с нормалью к поверхности эллипсоида в этой точке, ось ординат \tilde{Y} расположена в плоскости меридиана и проходит по касательной к эллипсоиду в направлении севера, ось абсцисс \tilde{X} дополняет оси ординат и аппликат до правой системы координат. (Ось \tilde{Z} совпадает с нормалью к плоскости местного горизонта, а ось \tilde{Y} – пересечение плоскости местного горизонта АНС и плоскости меридиана АНС).

Долгота в геоцентрической системе координат равна долготе в географической системе координат, а радиус местоположения и широта АНС в геоцентрической системе координат определяются по формулам:

$$r^2 = h^2 + 2h\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi} + \frac{a^4 \cos^2 \varphi + b^4 \sin^2 \varphi}{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi},$$

$$\operatorname{tg} \varphi' = \frac{b^2 + h\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi}}{a^2 + h\sqrt{a^2 \cos^2 \varphi + b^2 \sin^2 \varphi}} \cdot \operatorname{tg} \varphi. \quad (1)$$

Тогда координаты АНС в ГСК будут иметь следующие значения:

$$Xb = r \cdot \cos \varphi' \cdot \cos \lambda,$$

$$Yb = r \cdot \cos \varphi' \cdot \sin \lambda, \quad (2)$$

$$Zb = r \cdot \sin \varphi'.$$

Координаты МКС в топоцентрической системе координат АНС рассчитываются по формулам:

$$\tilde{x} = -(Xa - Xb) \cdot \sin \lambda + (Ya - Yb) \cdot \cos \lambda,$$

$$\tilde{y} = -(Xa - Xb) \cdot \cos \lambda \cdot \sin \varphi - (Ya - Yb) \cdot \sin \lambda \cdot \sin \varphi + (Za - Zb) \cdot \cos \varphi, \quad (3)$$

$$\tilde{z} = (Xa - Xb) \cdot \cos \lambda \cdot \cos \varphi + (Ya - Yb) \cdot \sin \lambda \cdot \cos \varphi + (Za - Zb) \cdot \sin \varphi.$$

χ – азимут направления на МКС (угол между осью \tilde{Y} и проекцией вектора \overrightarrow{BA} , соединяющего АНС и МКС, на плоскость местного горизонта АНС);

η – угловая высота МКС – угол между вектором \overrightarrow{BA} и его проекцией на плоскость местного горизонта АНС.

Тогда

$$\chi = \tan^{-1} \frac{\tilde{x}}{\tilde{y}},$$

$$\eta = \sin^{-1} \frac{\tilde{z}}{\sqrt{\tilde{x}^2 + \tilde{y}^2 + \tilde{z}^2}} \quad (4)$$

Полученные значения позволяют проверить «видимость» МКС с АНС и определить направление на неё. Но даже если МКС и АНС «взаимно видны», радиосигнал может не пройти из-за того, что какие-то конструктивные элементы МКС окажутся между антенной, расположенной на МКС и АНС.

Движение МКС относительно Земли прогнозируется в ГСК, при этом МКС принимается за материальную точку, имеющую координаты и скорость в ГСК. Ориентацию МКС можно определить относительно Орбитальной системы координат (ОСК) $x_1 x_2 x_3$. Начало ОСК расположено в центре масс МКС. Ось x_2 направлена по геоцентрическому радиус-вектору

центра масс станции (сонаправлена с вектором \overrightarrow{OA}), ось x_3 направлена противоположно вектору орбитального кинетического момента станции. Ось x_1 дополняет эти оси до правой системы координат.

Результат векторного произведения (X_a, Y_a, Z_a) и $(-V_x, -V_y, -V_z)$ – вектор сонаправленный с осью x_3 . Векторное произведение векторов сонаправленных с x_2 и x_3 позволит получить вектор, сонаправленный с осью x_1 . Пронормировав полученные вектора, получим орты (единичные направляющие вектора) ОСК.

С корпусом служебного модуля МКС связана Строительная система координат (ССК) $y_1y_2y_3$. Начало ССК расположено в центре масс МКС. Ось y_1 параллельна продольной оси служебного модуля и направлена к агрегатному отсеку, ось y_2 параллельна оси вращения солнечных батарей, ось y_3 дополняет эти оси до правой системы координат.

Ориентация МКС определяется заданными углами, характеризующими взаимное положение ОСК и ССК:

α – угол рыскания;

β – угол крена;

γ – угол тангажа.

Система $x_1x_2x_3$ может быть переведена в систему $y_1y_2y_3$ тремя последовательными поворотами:

1) на угол α вокруг оси x_2 ,

2) на угол β вокруг новой оси \ddot{x}_1 ,

3) на угол γ вокруг новой оси \ddot{x}_3 .

Все повороты совершаются против часовой стрелки, если смотреть на поворот со стороны положительных значений оси вращения.

Матрицу перехода от системы $x_1x_2x_3$ к системе $y_1y_2y_3$ обозначим $\|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$, где b_{ij} – косинус угла между осями x_i и y_j . Элементы этой матрицы выражаются через введенные углы с помощью формул:

$$\begin{aligned} b_{11} &= \cos \alpha \cdot \cos \gamma + \sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \gamma, \\ b_{12} &= \cos \beta \cdot \sin \gamma, \\ b_{13} &= -\sin \alpha \cdot \cos \gamma + \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \sin \gamma, \\ b_{21} &= -\cos \alpha \cdot \sin \gamma + \sin \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma, \\ b_{22} &= \cos \beta \cdot \cos \gamma, \\ b_{23} &= \sin \alpha \cdot \sin \gamma + \cos \alpha \cdot \sin \beta \cdot \cos \gamma, \\ b_{31} &= \sin \alpha \cdot \cos \beta, \\ b_{32} &= -\sin \beta, \\ b_{33} &= \cos \alpha \cdot \cos \beta. \end{aligned} \quad (5)$$

Применив матрицу перехода к ортам ОСК $x_1x_2x_3$ в ГСК, получим значения координат ортов ССК $y_1y_2y_3$ в ГСК. Введём их обозначения:

$(X_{y_1}, Y_{y_1}, Z_{y_1})$ – орт y_1 в ГСК,

$(X_{y_2}, Y_{y_2}, Z_{y_2})$ – орт y_2 в ГСК,

$(X_{y_3}, Y_{y_3}, Z_{y_3})$ – орт y_3 в ГСК.

Вектор \overrightarrow{AB} (МКС АНС) в ГСК имеет координаты $(X_b - X_a, Y_b - Y_a, Z_b - Z_a)$.

Чтобы найти проекцию одного вектора на другой, необходимо умножить длину первого вектора на косинус угла между векторами. В то же время скалярное произведение векторов равно произведению их длин на косинус угла между ними. Так как длина каждого из ортов равна 1, то проекции координат \overrightarrow{AB} на оси ССК будут равны скалярному произведению \overrightarrow{AB} на соответствующие орты ССК.

\overrightarrow{AB} в ССК будет иметь следующие координаты:

$$\begin{aligned} AB_{y_1} &= (X_b - X_a, Y_b - Y_a, Z_b - Z_a) \cdot (X_{y_1}, Y_{y_1}, Z_{y_1}), \\ AB_{y_2} &= (X_b - X_a, Y_b - Y_a, Z_b - Z_a) \cdot (X_{y_2}, Y_{y_2}, Z_{y_2}), \\ AB_{y_3} &= (X_b - X_a, Y_b - Y_a, Z_b - Z_a) \cdot (X_{y_3}, Y_{y_3}, Z_{y_3}). \end{aligned} \quad (6)$$

Введём обозначения:

ϑ – азимут направления на АНС в строительной системе координат (угол между осью y_1 и проекцией вектора AB на плоскость y_1y_3).

κ – угловое удаление НС от МКС – угол между вектором, соединяющим МКС и НС, и осью $-y_2$.

$$\vartheta = \tan^{-1} \frac{AB_{y_1}}{AB_{y_3}}, \quad (7)$$

$$\kappa = \sin^{-1} \frac{\sqrt{AB_{y_1}^2 + AB_{y_3}^2}}{\sqrt{AB_{y_1}^2 + AB_{y_2}^2 + AB_{y_3}^2}}.$$

Чтобы уточнить «видимость» АНС с МКС необходимо совместить проекцию отображения АНС на плоскость y_1y_3 строительной системы координат и «маску» затенения (рис. 2), рассчитанную на этапе проектирования, и выяснить, не попадает ли эта проекция в одну из зон затенения.

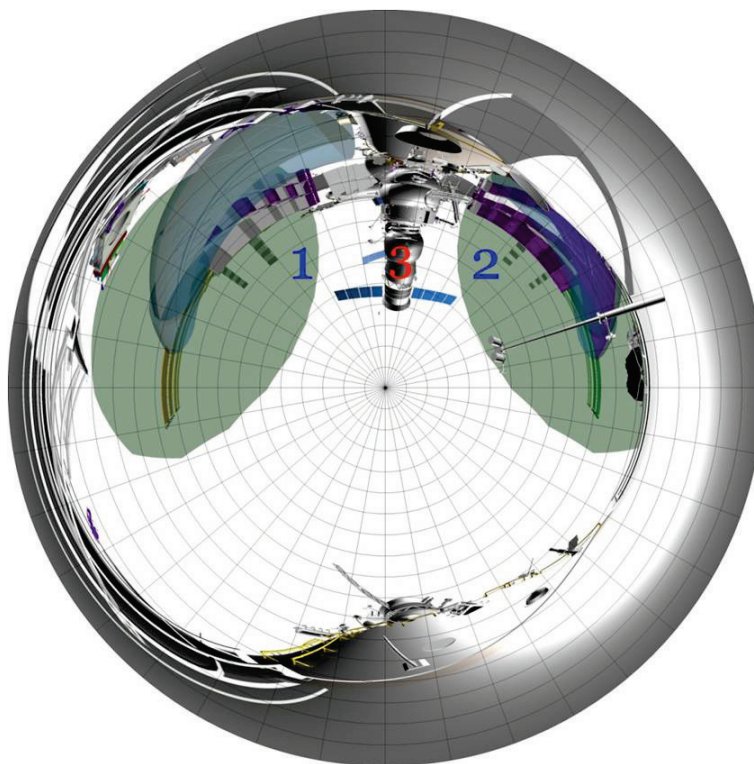


Рис. 2. «Маска» затенения антенны элементами конструкции МКС
(1 и 2 – зоны ометания солнечных батарей американского сегмента МКС;
3 – транспортный грузовой корабль и стыковочный отсек)

Для автоматизации проверки «затенения» канала связи в точке проекции АНС применяется следующий алгоритм. Создается замкнутая аппроксимация внешней границы контуров «маски» отрезками. Конец каждого из отрезков является началом следующего, последний отрезок замыкает эту цепочку – «приходит» в начало первого отрезка. На «маске» выбирается любая «незатенённая» точка (например, её центр), которая соединяется отрезком с проекцией АНС. Проверка попадания в «затенённую» область осуществляется «методом четности» – подсчитывается количество пересечений вновь построенного отрезка со всеми аппроксимирующими отрезками. Если количество пересечений нечётно, значит проекция АНС попала в «тень» конструктивных элементов МКС.

Разработанная программа обрабатывает данные, согласно изложенному алгоритму, и на весь период времени формируется расписание взаимной видимости МКС и АНС. Результаты обработки записываются в файлы, а на экран монитора персонального компьютера выводится графическая иллюстрация видимости АНС с борта МКС на каждые календарные сутки (рис. 3).

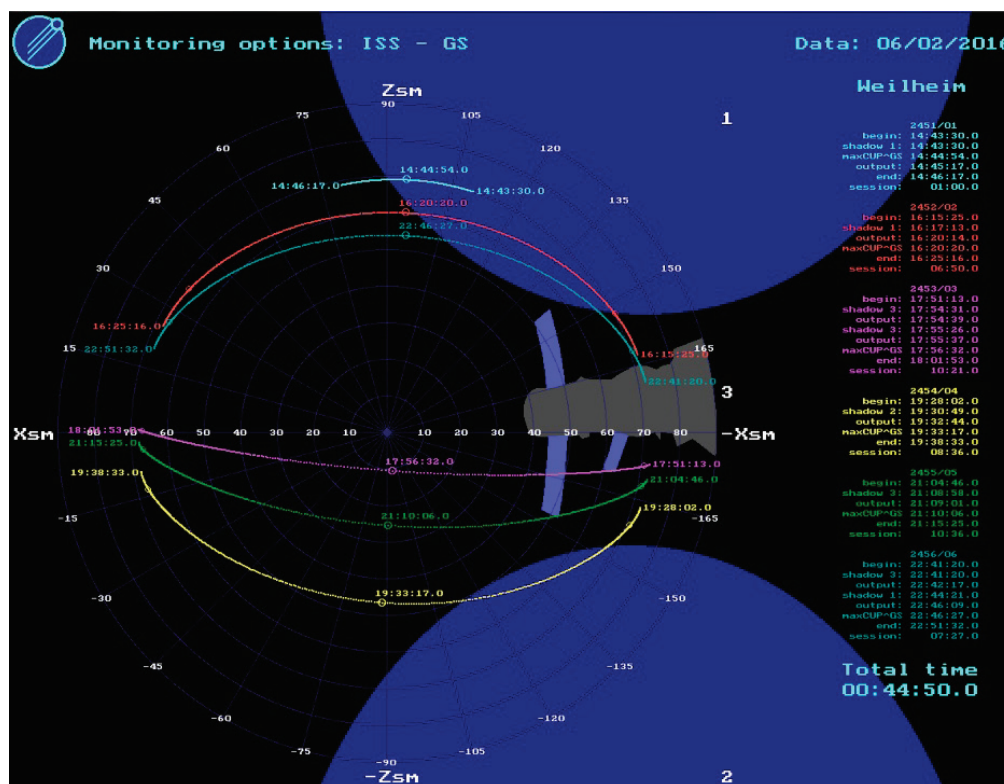


Рис. 3. Графическая иллюстрация видимости АНС с борта МКС

С августа по декабрь 2015 года было проведено 20 сеансов КЭ "Контур-2". На рис. 4 показано как космонавт Олег Кононенко проводит КЭ «Контур-2». Космонавты отработали различные ситуации управления роботами.

Самым первым было упражнение на точность — управление гиперизбыточным манипулятором «Сурикатом», изменяя положение которого космонавт гасил лампочки. Впервые в мире, были проведены сеансы управления движением наземного мобильного робота с борта МКС с тактильным очувствлением окружающей среды. Космонавт Сергей Волков с борта МКС отрабатывал управление наземным роботом «Юла» — выполнял задания, связанные с перемещением прототипа мобильного робота по плоскому полигону. Для этого в петербургской лаборатории был сконструирован полигон, имитировавший поверхность Марса. Сергею Волкову требовалось провести «Юлу» по специальному лабиринту. При этом если робот встречал на своём пути какое-либо препятствие, например, ямку или кочку, то и космонавт через джойстик получал отдачу в руку. Во время сеанса обеспечивалась видеотрансляция с борта МКС и двусторонняя голосовая связь космонавта с оператором в ЦНИИ РТК.



Рис. 4. Олег Кононенко проводит КЭ «Контур-2»

На завершающем этапе была предпринята попытка управления человекоподобным роботом "Джастин". Учёные так и назвали эту часть эксперимента — «двурукый Джастин». Сам робот находился в Немецком центре авиации и космонавтики. Правой конечностью Джастина с борта МКС управлял космонавт Олег Кононенко, а левой — оператор, находящийся в петербургском ЦНИИ РТК. По сигналу специалиста из DLR надо было свести «космическую» и «петербургскую» руки Джастина вместе и при этом захватить мячик. В рамках данного эксперимента отрабатывалась идея кооперативного взаимодействия. В результате, робот успешно справился с поставленной перед ним задачей, а именно подойти, взять шар, поднять его и опустить. Робот Спейс Джастин во время проведения КЭ «Контур-2» представлен на рис. 5.



Рис. 5. Человекоподобный робот Спейс Джастин

В результате проведения КЭ «Контур-2» удалось выполнить все намеченные задачи. Успешному проведению сеансов способствовало специально разработанное программно-математическое обеспечение, которое позволило определить оптимальные даты и время проведения сеансов, смоделировать сеансы связи с АНС с учётом планируемой ориентации МКС и затенений от конструкции МКС; рассчитать баллистико-навигационные параметры и данные для наведения антенны АНС.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ «ПЛАЗМА-ПРОГРЕСС» И «РАДАР-ПРОГРЕСС» С УЧЁТОМ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ, ПОЛУЧЕННЫХ В ПЕРИОД С 2009 ПО 2014 ГОДЫ

Е.М. Твердохлебова¹, А.Г. Корсун¹, М.Ю. Куришаков¹,
Е.А. Лалетина², О.Ю. Криволапова², Д.А. Дзюбанов³

¹Центральный научно-исследовательский институт машиностроения;

²Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва;

³ИЗМИРАН им. Н.В. Пушкова РАН

Представлены методики проведения фундаментальных и научно-прикладных оптико-физических исследований на МКС глобальных физических явлений естественной и техногенной природы в более чем 70 сеансах космических экспериментов «Плазма-Прогресс» и «Радар-Прогресс», выполненных в 2005–2014 гг. с использованием наземного комплекса аппаратуры Института солнечно-земной физики (г. Иркутск) – радара некогерентного рассеяния, ионозонда, оптического телескопа и интерференционной системы приёма УКВ-сигналов с целью определения пространственно-временных зависимостей плотности, температуры, ионного состава локальных неоднородностей ионосферы, возникающих в результате работы бортовых жидкостных ракетных двигателей транспортно-грузового корабля «Прогресс». Аппаратная поддержка эксперимента осуществляется штатной двигательной установкой ТГК «Прогресс» и штатной радиоаппаратурой УКВ-диапазона.

Традиционным методом определения параметров крупномасштабных плазменных образований в ионосфере является радиозондирование. Известно, что при воздействии на ионосферу работающего двигателя космического аппарата на высотном профиле мощности сигнала некогерентного рассеяния (НР) появляется сильный всплеск, связанный с образованием областей с резкими градиентами плотности электронов [1]. Затем процессы рекомбинации ионосферных электронов с продуктами сгорания приведут к появлению «провала» (на той же высоте). Существенные искажения при подобном воздействии претерпевают спектры НР сигналов.

В 2007 году специалистами ФГУП ЦНИИмаш совместно с ИСЗФ СО РАН и ОАО РКК «Энергия» был предложен космический эксперимент (КЭ) «Исследование наземными средствами наблюдения отражательных характеристик плазменного окружения транспортно-грузового корабля (ТГК) «Прогресс» в радио и оптическом диапазонах при работе бортовых

двигателей» (шифр «Плазма-Прогресс»). Он предусматривал проведение серии эталонных измерений отражательных характеристик транспортно-грузового корабля «Прогресс» во время генерации на его борту струй жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) разной тяги — сближающе-корректирующих двигателей (СКД) тягой ~ 300 кГ или двигателей позиционирования и ориентации (ДПО) тягой ~ 13 кГ [2]. Использование двигателей с известными скоростными и весовыми характеристиками при заданных геометрических и свето-теневых условиях позволяет выделить воздействие как совокупности факторов космического пространства, так и каждого из них в отдельности.

Наиболее универсальным, позволяющим с хорошей пространственно-временной точностью получать информацию сразу о нескольких параметрах атмосферы, является метод некогерентного рассеяния. Он стал интенсивно развиваться лишь в последнее время, когда современные достижения радиотехники и развитие новых вычислительных средств позволили достаточно уверенно принимать, различать и обрабатывать чрезвычайно слабые (на уровне фоновых шумов среды) электромагнитные сигналы. Такие НР сигналы возникают при рассеянии на тепловых флуктуациях ионосферной плазмы мощного узкого импульсного пучка ультракоротковолновых (УКВ) радиоволн, который формируется и излучается в атмосферу наземным высокопотенциальным радиолокатором. Подобный радар разработан и внедрён в Институте солнечно-земной физики (ИСЗФ) Сибирского отделения Российской Академии наук на базе переданной по конверсии в 1992 г. радиолокационной станции «Днепр».

Форма и частотный спектр сигнала некогерентного рассеяния определяется характером тепловых флуктуаций в области зондирования, который зависит от определённых физических процессов. При достаточно малой длительности отдельного измерения, когда ионосферу можно считать невозмущённой, существующие и разрабатываемые в институте ионосферы теоретические модели процесса рассеяния, а также созданные там же методики обработки НР сигнала, позволяют извлекать информацию о параметрах ионосферной плазмы в области зондирования и строить профили электронной концентрации, а также электронной и ионной температур. Кроме того, вычислялась лучевая скорость дрейфа плазмы, молекулярный состав ионосферы и, по асимметрии спектра НР сигнала, оценивалась величина электрических токов. Основная часть этих данных, получаемая во время регулярных наблюдений, проводимых в соответствии с календарем MGG, заносится в международную базу данных мировой сети станций НР.

Иркутский радар некогерентного рассеяния

Антенна Иркутского радара некогерентного рассеяния состоит из волноводно-щелевой системы и рупора, составленного из двух полурупоров. Большая ось рупора повернута на 7° относительно направления север-юг. Нормаль к плоскости раскрыва формирующего рупора отклонена к западу на 10° от зенита. Основное направление излучения радара на частоте 154 МГц совпадает с нормалью к поверхности раскрыва антенны, а на частоте 162 МГц отклоняется на 30° . Основной лепесток диаграммы направленности (ДН) антенны имеет веерную форму с шириной в поперечном (восток-запад) направлении 10° . На рис. 1 приведена пространственная ориентация и форма основного лепестка диаграммы направленности, его центральное и крайние положения при частотном сканировании.

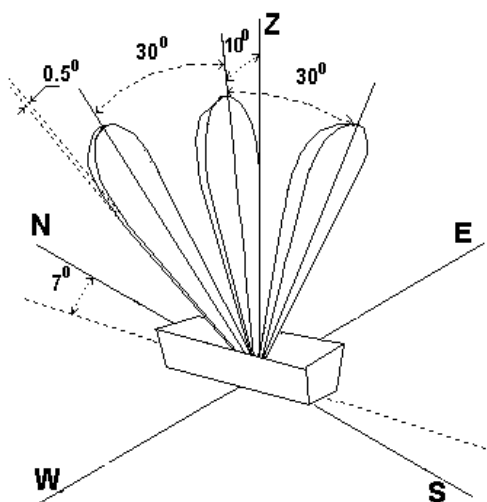


Рис. 1. Диаграмма направленности антенны Иркутского РНР

Сканирование осуществлялось в одной, почти меридиональной, плоскости наклонением от зенита на 30° в направлениях север-юг. Углы места и азимуты крайних точек северной части сектора обзора: 75.00° , 263.00° и 85.00° , 263.00° , южной части: 56.56° , 198.32° и 59.86° , 180.32° , соответственно [3]. Проекция сектора обзора на земную поверхность по уровню половинной мощности и угловые характеристики основных направлений диаграммы направленности для граничных частот рабочего диапазона РНР представлены на рис. 2.

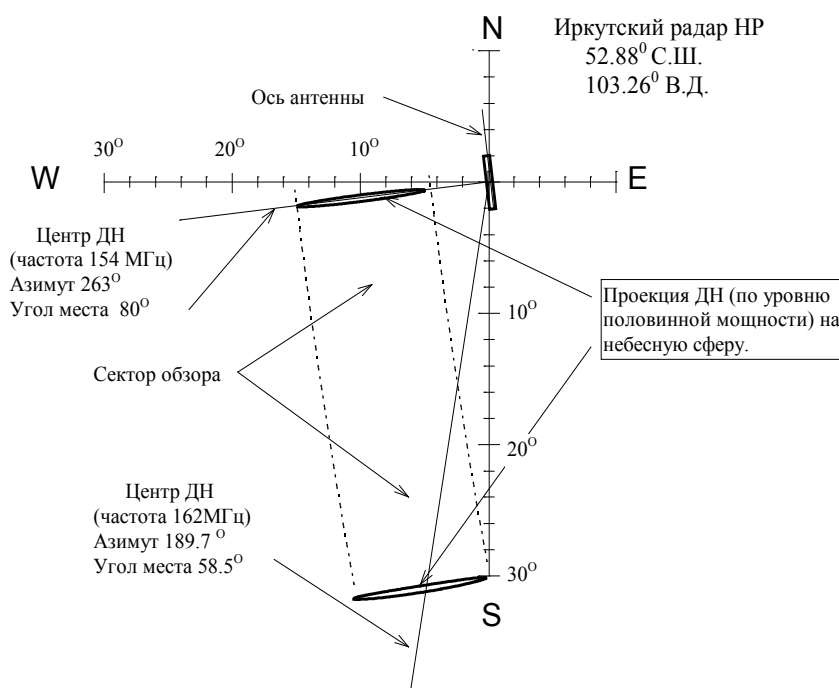


Рис. 2. Проекция сектора обзора Иркутского РНР

ТГК «Прогресс» попадал в сектор обзора на одном или двух суточных витках. Ориентировочное время пролёта в секторе обзора составляло 25 сек. РНР использовался для измерения отражательных характеристик плазменных неоднородностей и параметров ионосферы.

- Для измерения отражательных характеристик ТГК использовалось 4-частотное сканирование диаграммой направленности антенны РНР. Зондирующий сигнал: фазоманипулированный импульс в 63 бита с полосой ~ 100 кГц, длительностью 882 мкс. Использование такого импульса позволяет добиться оптимального разрешения РЛ сигналов и по времени, и по частоте. Исключаются эффекты взаимного просачивания сигналов в приёмных каналах. В этот период невозможны измерения параметров плазменного окружения ТГК. Начало измерения за 25 секунд до расчётного входа ТГК в ДН. Окончание — через 25 секунд после вылета ТГК из ДН.

- Для измерения параметров внешней (фоновой) ионосферы и ионосферных возмущений, генерируемых взаимодействием струй двигателей управления ТГК, проводились круглосуточные штатные измерения сигналов некогерентного рассеяния. Начало: с заблаговременностью не менее 30 минут до расчётного входа ТГК в ДН на рабочей частоте РНР, на которой через центр ДН пролетит ТГК. Окончание: за 25 секунд до расчётного входа ТГК в ДН. Возобновляются

на той же рабочей частоте РНР через 25 секунд после вылета ТГК из ДН и продолжаются не менее двух часов. [4]

Для определения размеров и расположения области плазменной неоднородности, а также определения уровня плотности электронов в ней в ходе КЭ «Радар-Прогресс» планировалось включение бортового УКВ передатчика телеоператорной системы управления ТГК «Прогресс» с рабочей частотой 120 МГц во время работы двигателя, а также в течение 10 минут до включения и после его выключения.

В качестве наземных средств при благоприятных условиях для оптических измерений в экспериментах использовался телескоп АЗТ 33ИК. В качестве дополнительного радиофизического средства измерения привлекался цифровой ионозонд DPS-4. Для фотометрии неба использовался 4-х канальный фотометр «Феникс» и CCD-камера. С целью обнаружения возмущений, возникающих в ионосферной плазме, при работе сближающе-корректирующих двигателей и двигателей позиционирования и ориентации ТГК «Прогресс», были также привлечены данные глобальной сети GPS, которые предоставляют возможность вычисления вариаций полного электронного содержания в ионосфере на основе измерений разности фаз двух сигналов на разных частотах.

Космический эксперимент «Плазма-Прогресс». Исследование отражательных характеристик плазменного окружения космического аппарата при работе бортовых двигателей наземными средствами наблюдения в радио- и оптическом диапазонах

Проводился с 2007 по 2009 год. Выполнено 5 сессий эксперимента, в ходе которых проведено 29 сеансов измерений.

Задачей космического эксперимента «Плазма-Прогресс» являлось исследование характеристик двух типов крупномасштабных газоплазменных образований (ГПО), которые возникают вблизи КА при работе бортовых двигателей ЖРД:

1. ГПО на струе работающего ЖРД;
2. ГПО на потоках испаряемых продуктов конденсатов, образуемых на поверхности космического аппарата во время работы ЖРД.

Характеристики обоих типов ГПО определяются процессами ионизации в результате взаимодействия газов, истекающих с борта космического аппарата, с высокоэнергичными космическими потоками. Наибольший вклад в ионизацию ГПО дают набегающий поток ионосферы и излучение Солнца. На динамику ГПО в околообъектовом пространстве оказывает влияние магнитное поле Земли, определяя преимущественное распространение плазмы вдоль магнитных силовых линий.

В ходе проведения сеансов экспериментов в зоне видимости радара НР включались двигатели разной мощности, сближающе-корректирующих двигателей и двигателей позиционирования и ориентации, и при этом реализовывались различные сочетания взаимного направления векторов скорости ТГК «Прогресс» V_k , струи ЖРД V_c , геомагнитной индукции B и луча наблюдения S . При орбитальной ориентации ТГК на момент включения ось струи ЖРД ТГК «Прогресс» направлялась следующим образом:

$$V_c \parallel \pm V_k \quad V_c \parallel S \quad V_c \parallel B$$

Отработанным приёмом организации сеансов КЭ являлась модуляция включений ЖРД по циклограмме (например, $1 \div 2$ с – работа ЖРД, $4с \div 6с$ – интервал между включениями). Этот приём позволяет чётко на фоне мощного сигнала, отражённого от космического аппарата, фиксировать полезный сигнал, отражённый от плазменного образования.

Учитывая конструктивные особенности приёмо-передающей системы и имеющиеся в настоящее время технические средства управления, для проведения измерений параметров околообъектового пространства методом НР была реализована следующая методика работы радара:

1. Измерения проводились двумя, близкими по частоте, частотными каналами.

2. Для максимального использования энергетического потенциала радара и упрощения системы формирования зондирующих импульсов проводилось одно переключение частоты. Зондирующий импульс разбивался на длинный импульс фиксированной длительности 750 мкс и короткий импульс переменной длительности 70-300 мкс (рис. 3).

3. В первом частотном канале проводилось измерение спектральной плотности энергии сигнала НР.

4. Во втором частотном канале с коротким импульсом измерялся профиль мощности с целью учёта искажений, вызванных поляризационными искажениями.

Сеансы КЭ "Плазма-Прогресс" и «Радар-Прогресс» проводились при определённом сочетании внешних орбитальных условий, таких как географические координаты ТГК, ориентация ТГК на орбите, положение Солнца, направление луча наблюдения.

Направление скорости струи двигательной установки ТГК «Прогресс» выбиралось из четырёх вариантов:

- 1) навстречу движения ТГК;
- 2) навстречу лучу наблюдения РНР;

3) против направления движения ТГК;

4) на север.

Сеансы КЭ проводились при включении двигателей причаливания и ориентации (ДПО) (8штук) или сближающего-корректирующего двигателя (СКД).

При планировании сеансов КЭ по светотеневым условиям предпочтение отдавалось варианту, при котором ТГК «Прогресс» находился на свету, а Земля в тени.

На рис. 3 приведены схемы эксперимента при двух вариантах направления струи ЖРД: в направлении на радар (вдоль вектора магнитного поля) и на торможение (поперек вектора магнитного поля).

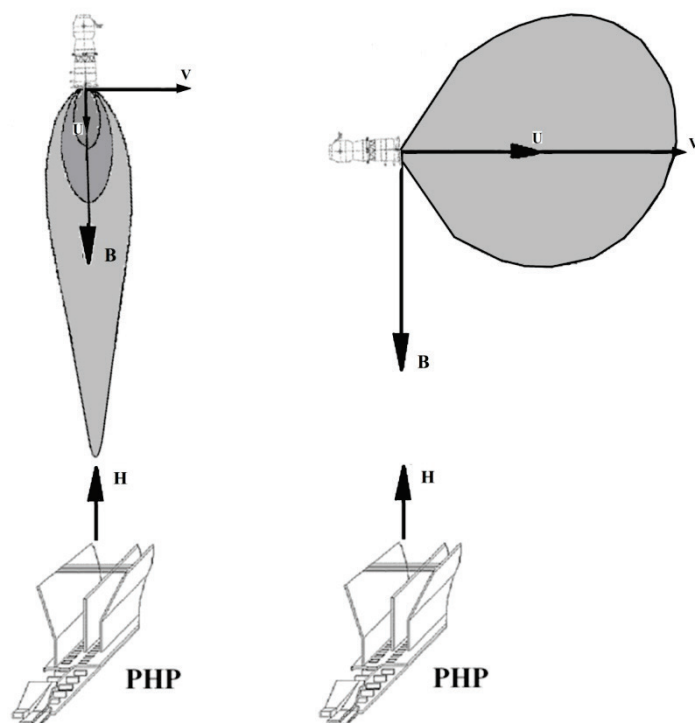


Рис 3. Геометрия проведения измерений отражательных характеристик ТГК во время работы ЖРД при истечении струи двигателя в направлении на радар (слева) и на торможение (справа)

(V – направление полёта КА; U – направление истечения струи;
 B – вектор МПЗ; H – направление наблюдения)

В рамках КЭ "Плазма-Прогресс" включался ИРНР по следующей методике:

- измерение фоновых ионосферных параметров в режиме НР в области пролёта ТГК начинаются за 2 часа до прохождения ТГК через ДН радара;

- измерение радиолокационного сигнала ТГК в режиме целеуказания;
- измерение фоновых параметров среды в режиме НР продолжается 2 часа после прохождения ТГК через ДН радара;
- регистрация формы излученного сигнала.

Для составления максимально полной картины о воздействии выхлопных струй бортовых двигательных установок на ионосферную плазму, необходимо иметь накопленные данные до и после его прохождения через ДН радара. Для этого за несколько часов до, и в течение нескольких часов после самого прохождения (фактически — в течение суток) радар работал в штатном режиме НР. Непосредственно для регистрации самого прохождения ТГК через ДН радара был выбран режим работы по целеуказаниям посредством частотного сканирования ДН. Такой режим практически ничем не отличается от режима «захват/сопровождение» в данном эксперименте. Но при работе в режиме «захват/сопровождение» возможен незапланированный уход сектора обзора радара вследствие появления более мощного сигнала от другого космического аппарата, попавшего в эту же область и, соответственно, срыв эксперимента. Поэтому, заранее по целеуказаниям были рассчитаны частоты, дальности и время для настройки программы управления радара. Эти параметры регулярно корректировались в соответствии с присылаемыми из Центра управления полётами (Москва) (ЦУП-М) баллистическими данными.

В ходе проведения сеансов экспериментов «Плазма-Прогресс» было зарегистрировано [5], что создаваемые струями ЖРД возмущения в ионосфере имеют большой пространственный и временной масштаб. Плазменное окружение космического аппарата можно условно ограничить линейным размером порядка размера аппарата. Применительно к Международной космической станции это расстояние порядка 100 метров. Результаты экспериментов показали, что зона плазменных возмущений, генерируемых при работе бортовых двигателей, распространяется на несколько десятков километров и существует более десяти минут. Дрейф возникающих неоднородностей определяется такими факторами, как направление скорости струи, индукция геомагнитного поля, направление термосферных ветров и некоторыми другими. При этом в зоне неоднородности меняется не только плотность и температура плазмы, но и её ионный состав [6]. Для исследования этих и других процессов техногенного характера в ионосфере рабочей группой Координационного научно-технического совета было рекомендовано организовать новый

космический эксперимент. Он получил шифр «Радар-Прогресс» и в 2010 году началась его реализация.

Пространственно-временные характеристики эволюции образования возмущений и последующих процессов (дрейф, диффузия, рекомбинация и др.) в ионосфере зависят от многих факторов: солнечной активности, сезона, времени суток и др. Серии КЭ «Плазма-Прогресс» прошли в период низкой солнечной активности, вследствие чего электронная концентрация в ионосфере была мала. На таком фоне и возмущения имели малые амплитуды, которые затрудняли их уверенное обнаружение и идентификацию. Также прошедшие серии КЭ «Плазма-Прогресс» не позволили получить достаточное количество статистических данных распределения по сезонам и времени суток. Поэтому возникли конкретные задачи, которые решались в рамках КЭ «Радар-Прогресс». Например, теоретические и экспериментальные работы, связанные с исследованием процессов диффузии и дрейфа таких неоднородностей, выявлением особенностей в характере распыливания искусственных неоднородностей, позволят прогнозировать круг физических явлений, возникающих при эволюции естественных плазменных образований в ионосфере независимо от их природы.

Космический эксперимент «Радар-Прогресс». Исследование наземными средствами наблюдения отражательных характеристик плазменных неоднородностей, генерируемых в ионосфере при работе бортовых двигателей ТГК «Прогресс»

Эксперимент проводился с 2010 по 2014 год. Выполнено 6 сессий эксперимента, в ходе которых проведено 37 сеансов измерений.

В ходе выполнения космического эксперимента «Радар-Прогресс» также исследовались характеристики нескольких типов газоплазменных образований, возникающих при работе бортовых жидкостных ракетных двигателей [7]. Так же как и КЭ «Плазма-Прогресс», КЭ «Радар-Прогресс» проводился на этапе автономного полёта ТГК «Прогресс» после его отделения от МКС. Сеансы КЭ проводились сериями по 5-6 сеансов, из расчёта 1 сеанс в сутки. Планирование сеансов КЭ осуществлялось специалистами Ракетно-космической корпорации «Энергия» по исходным данным, предоставляемым Постановщиком – Центральным научно-исследовательским институтом машиностроения (ЦНИИмаш). В исходных данных указывался период, когда желательно провести эксперимент, координаты РНР и координаты его зоны обзора, желательные направления инжекции реактивной струи, тип двигателя и длительность его включения. Также указывались требования по включению дополнительных бортовых

устройств (телекамеры, УКВ-передатчика и др.). Центр математического моделирования Главной оперативной группы управления (ГОГУ) Ракетно-космической корпорации «Энергия» проводил серию необходимых баллистических расчётов и выдавал данные с целеуказаниями на наземные средства наблюдения (РНР, оптический телескоп, цифровой ионизонд и др.) и для формирования МЦИ на борт ТГК (ориентация, время включения двигателей). Расчёты проводились как минимум в два этапа: предварительные за несколько дней до сеанса КЭ (для планирования КЭ) и окончательные за несколько часов до проведения сеанса КЭ. По результатам предварительных расчётов составлялась программа полёта конкретного ТГК, которая предусматривала несколько вариантов построения нужной для КЭ ориентации ТГК, включение и выключение двигателя в зоне видимости наземных средств.

Точное время сеанса КЭ устанавливалось после получения баллистических данных о пролёте ТГК в зоне видимости радара при заданном сочетании внешних условий за несколько часов до проведения КЭ.

Для проведения КЭ было необходимо, чтобы запасы топлива двигательной установки ТГК "Прогресс" позволяли провести дополнительные включения двигателей и поддержание ТГК на орбите, включая построение специальной ориентации для проведения эксперимента. Потребление топлива на один сеанс составляло не более 20 кг. Общее потребление топлива составляло не более 100 кг на один ТГК "Прогресс".

При проведении эксперимента требовалось построение заданной трёхосной ориентации ТГК для установления нужного направления двигателей корабля относительно луча наблюдения радара и включение радиопередатчика телеоператорного режима управления (ТОРУ). Эксперимент выполняется в автоматическом режиме. Включение/выключение двигательной установки и бортового УКВ передатчика ТОРУ происходило по заданной программе (на основе программных вставок). Во время проведения сеансов КЭ необходимо было включение двигателей СДК на время от 5 до 10 секунд. Включение бортового УКВ передатчика требовалось во время работы двигателя, а также в течение 10 минут до включения и после его выключения. Получение баллистических данных требовалось для привязки результатов измерений.

Информация о временах включения и работе ДУ ТГК «Прогресс» оперативно передавалась средствами центра эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры (ЦЭНКИ) в ЦУП-М в реальном

масштабе времени по каналам телеметрии. ЦУП-М совместно с группами ГОГУ выделял целевую информацию и передавал Постановщику КЭ.[6]

Для исследования механизмов формирования и последующей динамики области искусственного возмущения, вызванной инжекцией двигательной установки, сеансы КЭ организовывались в следующих вариантах.

Измерения в дневное время при максимальном и стабильном потоке солнечной радиации. Предшествующие эксперименты в рамках КЭ «Плазма-Прогресс» были ориентированы на оптические измерения, поэтому проводились в тёмное время суток, что означало отсутствие источников ионизации в нижней ионосфере. Вся динамика ионизации и химического состава определялась падающим из плазмосферы потоком ионов H^+ . В экспериментах, проводимых в дневное время, более высокая фоновая концентрация, а, следовательно, лучшее соотношение сигнал/шум и возможность проведения интерферометрических измерений возмущенной области (исследование структуры возмущения по широте и долготе).

В дневное время в ходе КЭ «Радар-Прогресс» исследовались следующие эффекты:

1 Скорость заполнения «дыры» ионизации потоком ионов O^+ снизу.

2 Вовлечение тяжёлых ионов NO^+ и O_2^+ образовавшимся, вертикально направленным потоком. Повышение концентрации тяжёлых ионов в нижней ионосфере должно приводить к депрессии электронной концентрации (N_e) на высотах слоя E и может быть диагностировано измерениями ионозондов, которые обычно не работают выше максимума F2 слоя.

3 Выброс продуктов горения двигательной установки, создающий искусственный ветер вдоль линий геомагнитного поля ночью вниз, днем вверх.

4 Распространение неоднородной области: в вдневных условиях направление нейтрального ветра всегда «на север», поэтому можно легко прогнозировать направление и определять саму скорость и направление нейтрального ветра.

5 Измерения в период высокой солнечной активности, когда N_e превышает 10^6 см^{-3} как в дневных экспериментах, так и при отсутствии освещённости. В этих условиях, помимо эффектов, названных в пп. 1-2, определялось время полной реакции продуктов выброса с природными ионами O^+ . При выбросе вдоль геомагнитного поля, при высоких фоновых значениях N_e , струя должна где-то остановиться, полностью прореагировав. По длине этого пути и известном количестве реагента

косвенно определялась скорость диссипации струи в поперечном направлении.

6 При инъекции поперек магнитного поля или под некоторым углом к нему, были получены экспериментальные значения времени существования первичных тяжёлых ионов. После реакции продуктов выброса с ионами O^+ образуются молекулярные ионы, которые движутся вдоль магнитного поля до их достаточно скорой рекомбинации. Этот эффект приводит к эффективному повороту струи в направлении магнитного поля. Время жизни таких ионов на высотах выше F2 слоя неизвестно, но может быть определено по форме и направлению струи, если проводить интерферометрические измерения, которые, опять же, требуют высоких фоновых значений Ne .

Данные эксперименты дают возможность получить коэффициенты ионосферных реакций на высотах F2 слоя, необходимые для построения модели процесса распространения и релаксации искусственных неоднородностей.

Измерения интенсивности отражённого сигнала позволяют судить об уровне плотности плазменной неоднородности на пути распространения радиоизлучения [7]; для частот РНР, ~ 150 МГц отражённый сигнал формируется на неоднородностях с уровнем плотности $Ne > 2 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$.

Заключение

В результате выполнения КЭ «Плазма-Прогресс» и «Радар-Прогресс» были получены:

1 Данные об уровне и пространственно-временных характеристиках возмущений плотности, температуры и ионного состава плазменных неоднородностей, обусловленных работой ЖРД, в зависимости от направления инъекции струи относительно скорости полёта космического аппарата и направления солнечного излучения.

2 Сведения о влиянии сезонных вариаций параметров ионосферы и уровня солнечной активности на скорость и направление дрейфа локальных ионосферных неоднородностей.

3 Верифицированные математические модели и программное обеспечение для расчёта пространственно-временных характеристик околообъектовых плазменных образований.

Результаты исследований, проводимые в рамках КЭ "Радар-Прогресс", предполагается использовать для решения задач по фундаментальному направлению "Современные проблемы исследования космического пространства, включая физику околоземного космического

пространства, ионосферы и атмосферы, изучение солнечно-земных связей, развитие методов и аппаратуры исследований в области геофизики".

Данные о мелкомасштабных неоднородностях, формирующихся в околообъектовом пространстве при включении жидкостных ракетных двигателей, будут внедрены в исследования плазменного окружения Международной космической станции и электроразрядной обстановки на внешней поверхности станции.

Л и т е р а т у р а

1. Габдуллин Ф.Ф., Корсун А.Г., Твердохлебова Е.М., Хахинов В.В., Лебедев В.П., Лалетина Е.А., Манжелей А.И. Исследование методами радиозондирования характеристик плазменного окружения низкоорбитальных космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение, № 50 (1), 2008, стр. 214-223.
2. Лебедев В.П., Кушнарёв Д.С., Медведев А.В., Потехин А.П., Хахинов В.В., Шпынёв Б.Г., Твердохлебова Е.М., Манжелей А.И., Лалетина Е.А. Первые результаты серии радиолокационных наблюдений ТГК «Прогресс» с работающими двигателями // Труды XXII Всероссийской научной конференции "Распространение радиоволн", 18-22 сентября 2008. Ростов-на-Дону, п. Лоо. Изд.: ЮФУ.
3. Потехин А.П., Медведев А.В., Заворин А.В., Кушнарёв Д.С., Лебедев В.П., Шпынёв Б.Г. Развитие диагностических возможностей Иркутского радара некогерентного рассеяния // Космические исследования, т.46, № 4, 2008, с.356-362.
4. Shpynev B.G., Khakhinov V.V., Medvedev A.V., Potekhin A.P., Lebedev V.P., Tverdokhlebova E.M., Manzheley A.I. Ionospheric Perturbation Associated with the "Plasma-Progress" Experiment at Irkutsk // Proc. XXIX URSI General Assembly, Chicago, USA, 2008, P.GP2-05.3.
5. Хахинов В.В., Потехин А.П., Лебедев В.П., Кушнарёв Д.С., Шпынёв Б.Г., Алсаткин С.С., Ратовский К.Г., Твердохлебова Е.М., Куршаков М.Ю., Корсун А.Г., Манжелей А.И., Лалетина Е.А. Радиолокационное исследование ионосферных возмущений, генерируемых выхлопными струями бортовых двигателей космических аппаратов // Сборник трудов XXVII Всероссийского симпозиума «Радиолокационное исследование природных сред», Санкт-Петербург, май 2011.
6. Куршаков М.Ю., Корсун А.Г., Твердохлебова Е.М., Лебедев В.П., Хахинов В.В., Манжелей А.И., Лалетина Е.А., Криволапова О.Ю. Исследование отражательных характеристик струй ЖРД в космическом

эксперименте «Плазма-Прогресс» // Сборник трудов VI Международной конференции «Информационные технологии в науке, технике и образовании», Пицунда, Абхазия, 20 сентября—1 октября 2010 г. Москва, 2011.

7. Хахинов В.В., Потехин А.П., Лебедев В.П., Алсаткин С.С., Ратовский К.Г., Кушнарёв Д.С., Куриаков М.Ю., Твердохлебова Е.М., Манжелей А.И., Лалетина Е.А. Результаты дистанционного зондирования ионосферных возмущений в активных космических экспериментах «Радар-Прогресс» // Девятая Всероссийская открытая конференция «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», ИКИ РАН, 14-18 ноября 2011 г. Москва.
-

КОНТРОЛЬ МИКРОУСКОРЕНИЙ НА МКС ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ, ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ К МИКРОПЕРЕГРУЗКАМ

Е.В. Анисимова¹, М.Ю. Беляев¹, О.Н. Волков¹, С.С. Обыденников²

¹Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва;

²Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Микроперегрузки на борту космических пилотируемых комплексов являются сложной комбинацией квазипостоянных микроускорений и микровибраций. Их частотный спектр распространяется от 0,01 Гц и менее до нескольких сотен Гц, а амплитудные значения изменяются от $10^{-6}g$ до $10^{-1}g$. Таким образом, очевидна сложность задачи создания бортовой информационно-измерительной системы (ИИС) для контроля и диагностики микроускорений во всех диапазонах возмущений. Знание уровней микроускорений на борту пилотируемых космических комплексов (ПКС), их спектрального состава и пространственного распределения – необходимое условие эффективного использования ПКС для решения научных и прикладных задач.

Перечислим направления исследований, планируемых по российским научным программам, которые чувствительны к уровню микроускорений на борту космического аппарата:

- эксперименты по биотехнологии – продолжительностью до 3 месяцев, оптимальный уровень микроускорений не более $10^{-4}g$, не требуется отслеживание направления вектора остаточного ускорения;

- эксперименты по физике горения – продолжительность несколько часов, оптимальный уровень микроускорений не более $10^{-4}g$;

- эксперименты по физике поведения жидкости – продолжительностью до 30 суток; предъявляются требования к квазистационарным ускорениям в широком диапазоне от 10^{-4} до $10^{-8}g$. В некоторых случаях требуется постоянство ориентации вектора ускорений;

- эксперименты в области космического материаловедения, продолжительностью до 3 месяцев; гравитационная чувствительность процессов в расплавах перспективных материалов составляет от 10^{-6} до $10^{-4}g$, при этом часто необходимо сохранять направление вектора остаточных ускорений;

- эксперименты в области физики низких температур, продолжительностью до 12 часов. Для этих экспериментов требования по микрогравитации такие же, как для экспериментов по физике жидкости.

Рассмотрим составляющие, формирующие микрогравитационную обстановку на МКС:

- фоновые (постоянно действующие) возмущения, связанные с функционированием штатного оборудования МКС (агрегатов системы терморегулирования, компрессоров бортовых кондиционеров, насосов и вентиляторов системы жизнеобеспечения, вентиляторов воздухопроводов);
- ежедневные возмущения, создаваемые экипажем станции при проведении физических упражнений в рабочее время экипажа;
- редкие (не ежедневные) возмущения, связанные с проведением динамических операций (стыковок и расстыковок космических кораблей с МКС, коррекциями орбиты, передачей управления ориентацией от американского сегмента на российский и обратно, операциями по внекорабельной деятельности).

Исследование распределения и динамики полей остаточной микрогравитации в различных частотных диапазонах, их зависимость от режимов функционирования систем и агрегатов МКС позволяет изучить основные закономерности распространения энергии вибровозмущений на борту орбитальных комплексов, уточнить математические модели и динамические характеристики сборок МКС при различных конфигурациях.

Реальное представление о микроускорениях, фактически действующих на борту ПКК, можно получить в результате их непосредственного измерения в условиях орбитального полёта с регистрацией измеренных значений, со сбросом результатов на Землю для дальнейшей обработки с привлечением методов математического анализа [1-4]. Однако воздействие вышеупомянутых возмущений сложно характеризовать единственным измерением, выполненным за дискретный интервал времени в локальной области пространства. В идеальном случае для проведения такого рода измерений требуется бортовая информационно-измерительная система контроля и диагностики микроускорений во всех диапазонах возмущений. Первые элементы такой системы были установлены ещё на орбитальных станциях "Салют-6", "Салют-7" и "Мир", вначале в виде акселерометров линейных оптических (АЛО), а затем и в виде измерителей микроускорений (ИМУ-128) [2]. Особенностью функционирования этих датчиков было то обстоятельство, что необходимая частота опроса датчиков микроускорений (100-200 Гц) обеспечивалась только в зонах непосредственного приёма информации, т.е. в зонах работы российских наземных пунктов, которые охватывали

лишь часть полёта ПКК. При планировании динамических операций, таких как стыковка и расстыковка космических кораблей, коррекция орбиты ПКК, это обстоятельство учитывалось, и благодаря этому была собрана обширная информация по уровням микроускорений для большинства динамических операций. Недостаток измерительных средств частично был компенсирован применением методов математического моделирования [2, 3].

На первом этапе функционирования МКС на борту российских модулей, функционального грузового блока (ФГБ) с 1998 г. и служебного модуля (СМ) с 2000 г., были установлены измерители микроускорений АЛО и ИМУ-128, аналогичные установленным на станции "Мир" и с теми же проблемами регистрации измерений. Датчики ИМУ-128 были размещены в пяти сечениях СМ и в пяти сечениях ФГБ [4]. С использованием датчиков АЛО и ИМУ-128 было проведено большое количество измерений, результаты анализа некоторых из них приведены в публикациях [5, 6].

Однако даже контроль уровня микроускорений при динамических операциях на МКС не мог быть реализован в полном объёме, т.к. динамические операции стали проводиться вне зоны российских наземных пунктов. Частично эта проблема решалась за счёт использования американских измерителей микроускорений, например, таких как датчики MAMS [7].

Для проведения длительного мониторинга уровней микроускорений, например: во время внекорабельной деятельности экипажа (до семи часов), сна экипажа (9,5 часов), мониторинга уровней микроускорений в рабочей зоне экипажа при проведении физических упражнений (до 12 часов), — необходима аппаратура с собственным записывающим устройством и с достаточной для регистрации этих режимов частотой опроса, не уступающей частоте опроса при пролёте над наземным пунктом.

С 2011 г. в состав научного оборудования малого исследовательского модуля № 1 (МИМ-1) введён российский прибор ИМУ-Ц, который может обеспечивать круглосуточный мониторинг уровня микроускорений на МКС. Прибор ИМУ-Ц, как и прибор ИМУ-128, измеряет микроускорения, действующие вдоль трёх взаимно-перпендикулярных осей X, Y и Z (рис. 1).

В отличие от ИМУ-128, прибор ИМУ-Ц имеет внутреннее запоминающее устройство, на которое может производиться запись измеряемых параметров с частотой дискретизации 8 кГц. Время записи — не менее 70 часов, что позволяет фиксировать любой вид динамической операции, включая внекорабельную деятельность и занятия физкультурой

экипажем. Более подробно описание конструкции ИМУ-Ц и результаты измерений приведены в [8].

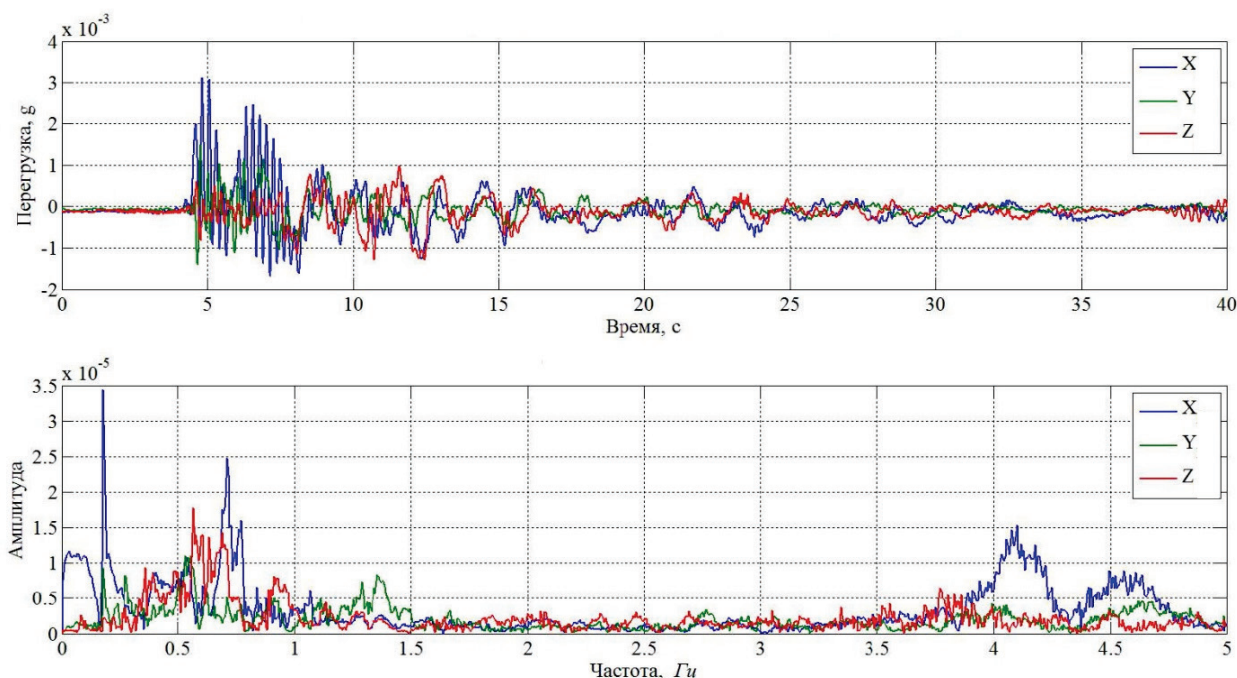


Рис. 1. Временные зависимости перегрузок, зафиксированные датчиком ИМУ-Ц, и их спектры Фурье при стыковке ОК "Atlantis" 10.07.2011 к стыковочному порту РМА2

С учётом принятия решения о продлении функционирования МКС до 2024 года и ввода в эксплуатацию МЛМ в 2018 году, актуальность контроля выполнения экспериментов, чувствительных к уровню микровозмущений возрастает. Основной задачей при этом является задача фиксации микроускорений в зонах проведения исследований, чувствительных к уровням микроускорений. Решить эту задачу, а также спрогнозировать уровни микроускорений в многоцелевом лабораторном модуле, где планируется разместить основное количество научной аппаратуры, с помощью только одного жёстко закреплённого датчика, даже обладающего достоинствами ИМУ-Ц, невозможно, так как распределение возмущений существенно зависит от места проведения измерений.

Для решения вышеуказанной задачи разрабатывается комплект акселерометров переносных (КАП), который будет состоять из двух независимых по питанию датчиков, охватывающих диапазон измерений от 0,01 до 50,0 Гц:

- измерение микроускорений от минус 0,001 до плюс 0,001 g в частотном диапазоне от 0,01 до 5,00 Гц с частотой дискретизации 50 Гц и разрешением $1 \cdot 10^{-7}$ g будет обеспечивать трёхкомпонентный акселерометр низкочастотный (ТКА НЧ);

- измерение микроускорений от минус 0,01 до плюс 0,01 g в частотном диапазоне от 0,1 до 50,0 Гц с частотой дискретизации 200 Гц и разрешением $1 \cdot 10^{-6}$ g будет обеспечивать трёхкомпонентный акселерометр высокочастотный (ТКА ВЧ).

Вышеуказанные акселерометры могут работать как параллельно, так и по отдельности, в зависимости от поставленных задач. При необходимости, частоту дискретизации акселерометров можно будет изменять в зависимости от поставленной задачи, но в любом случае, создаваемая научная аппаратура (НА) КАП будет лишена избыточности прибора ИМУ-Ц с его частотой дискретизации 8 кГц. Более удобна НА КАП будет и с точки зрения копирования информации: копирование информации с трёх каналов измерения X, Y и Z будет осуществляться экипажем за один подход, а не за три, как сейчас происходит с ИМУ-Ц, что существенно экономит время экипажа. ТКА НЧ и ТКА ВЧ можно переносить и крепить с помощью экипажа в различных местах РС МКС (рис. 2-5).

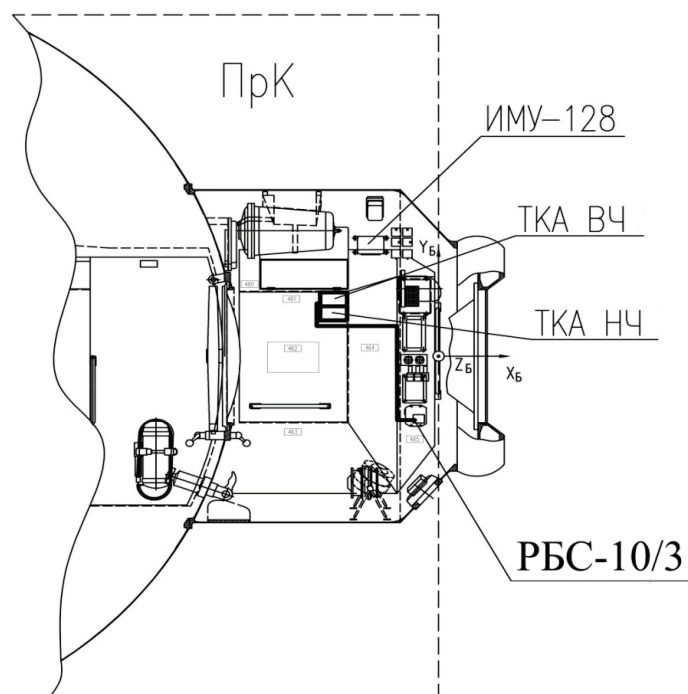


Рис. 2. Размещение ТКА ВЧ и ТКА НЧ в СМ, в отсеке ПрК, в зоне датчика ИМУ-128. Рядом - бортовая розетка стационарная на 10 А и 3 А (РБС-10/3)

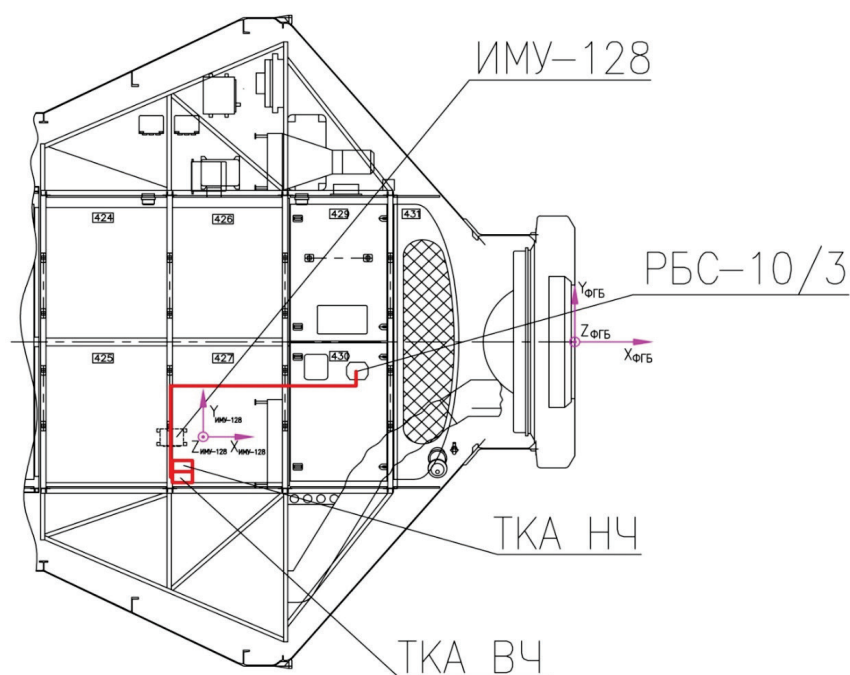


Рис. 3. Размещение ТКА ВЧ и ТКА НЧ в ФГБ в зоне ИМУ-128

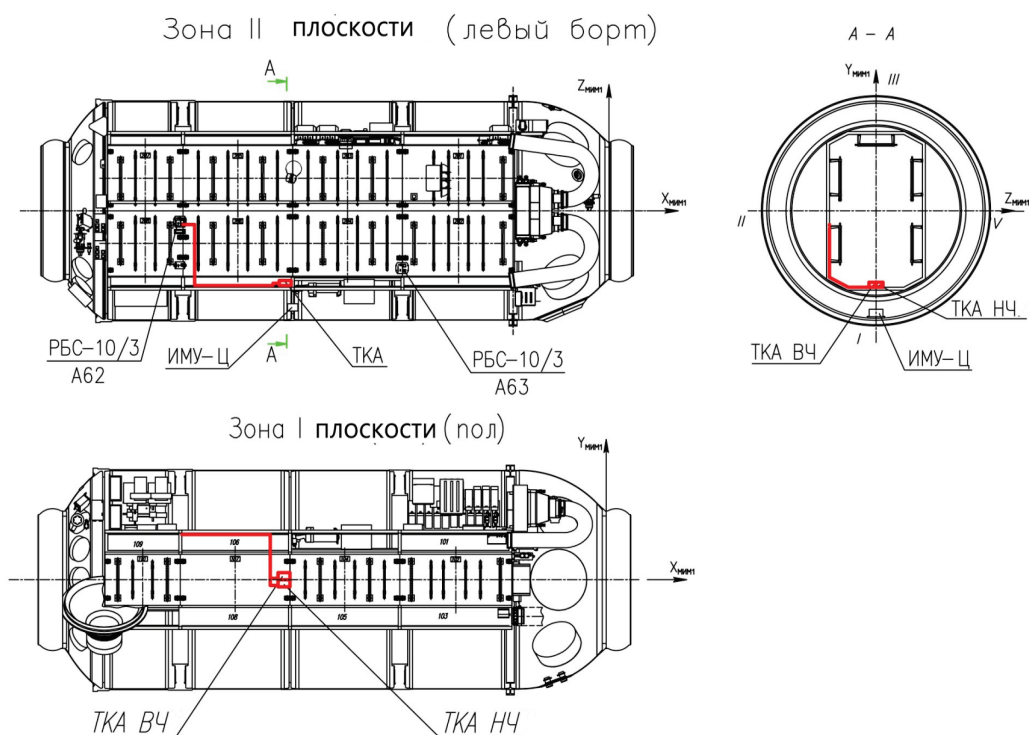


Рис. 4. Размещение ТКА ВЧ и ТКА НЧ в МИМ1 в зоне датчика ИМУ-Ц (А62 и А63 – позиции розеток РБС-10/3)

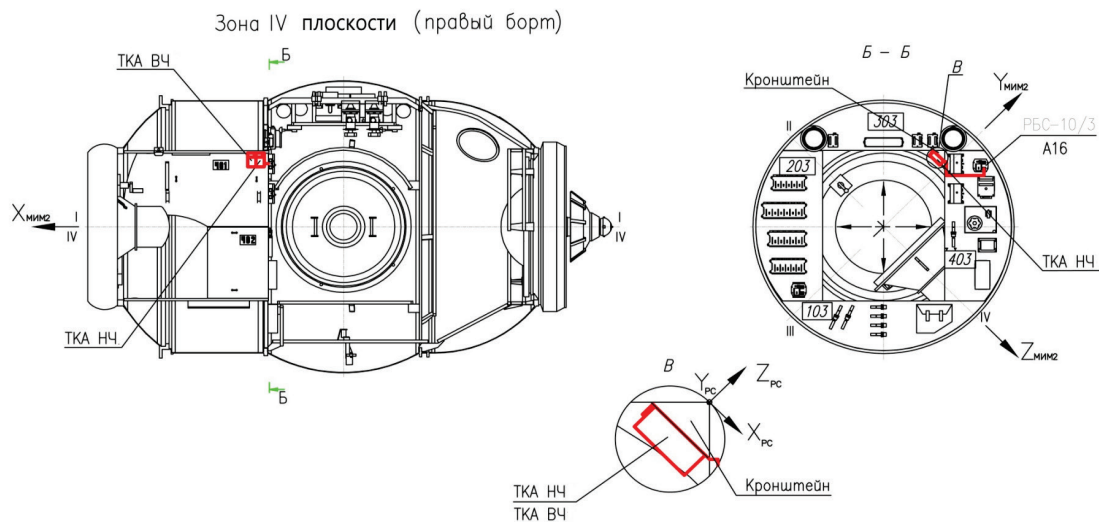


Рис. 5. Размещение ТКА ВЧ и ТКА НЧ в МИМ2
(А16 – позиция розетки РБС-10/3)

Важным положительным отличием НА КАП от ИМУ-Ц является возможность синхронизации измеренных микроускорений с бортовым временем. Оба ТКА будут иметь собственные автономные источники питания, позволяющие хранить полученный код времени и обеспечивать работу внутренних часов прибора в течение месяца. В ИМУ-Ц измерения начинаются с задержкой 90 ± 5 сек, после выдачи команды питания, что создает определённые сложности при интерпретации измерений.

Каждый из ТКА в НА КАП будет иметь 2 USB входа (USB1 и USB2): USB1 – предназначен для синхронизации времени с помощью Laptop, который будет использоваться в качестве источника бортового времени; USB2 – для копирования данных с помощью Laptop, полученных за время проведения сеанса.

После установки бортового времени НА КАП будет переноситься в модуль, определённый программой проведения КЭ, и подключаться к бортовому электропитанию. КАП управляется с помощью экипажа и имеет следующие режимы: «Вкл питания», «Вкл режим измерения», «Выкл режим измерения», «Выкл питания». После нажатия кнопки «Вкл режим

измерения», измерения будут привязываться к бортовому времени с точностью не хуже одной секунды.

Предполагается также установить НА КАП на ТГК «Прогресс» во время его автономного полёта и проведения на ТГК «Прогресс» экспериментов в области микрогравитации. С учётом ёмкости памяти КАП в 240 ч, исследования уровня микроускорений можно будет проводить в течение десяти суток автономного полёта ТГК «Прогресс». При необходимости ёмкость памяти КАП может быть увеличена.

Л и т е р а т у р а

1. Дубовской В.Б., Рюмин В.В., Обыденников С.С. Измерение малых ускорений на орбитальной научной станции «Салют-6» // Космические исследования, т.20, вып. 3, 1982. С. 479-481.
 2. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7» // Космические исследования, т.24, вып. 3, 1986. С. 337-344.
 3. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Сазонов В.В., Сарычев В.А., Стажков В.М. Математическое моделирование и измерение микроускорений на орбитальной станции "Мир" // Известия Академии наук. Механика жидкости и газа, 1994, № 5. С. 5-14.
 4. Обыденников С.С. Методы и средства контроля научной аппаратуры для изучения состояния микрогравитации // Космонавтика и ракетостроение, 2005, вып. 2(39).
 5. Беляев М.Ю., Обыденников С.С., Брюханов Н.А., Рябуха С.Б., Стажков В.М., Лукьященко А.В. Микровозмущения, возникающие в процессе эксплуатации Российского сегмента Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение, т.47, вып. 1, 2007. С. 121-129.
 6. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции при динамических операциях // Космические исследования, 2013, том 51, № 4. С. 303-307.
 7. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на международной космической станции // Космическая техника и технологии, 2013, № 3. С. 14-24.
 8. Обыденников С.С., Титов В.А., Волков О.Н. Информационно-измерительная система для контроля и диагностики микроускорений на РС МКС // Космическая техника и технологии, 2015, № 3. С. 52-59.
-

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ХОЛОДИЛЬНИКА-ИЗЛУЧАТЕЛЯ НА ТЕПЛОВЫХ ТРУБАХ ДЛЯ ОТВОДА ТЕПЛА ОТ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕРМОЭМИССИОННОЙ ЯДЕРНО- ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

П.М. Кинаш, А.С. Грибков

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Представлена методика теплогидравлического расчета цилиндрического холодильника-излучателя на высокотемпературных тепловых трубах в системе отвода тепла от космической термоэмиссионной ядерно-энергетической установки. Получены формулы для расчета отводимой тепловой мощности холодильником-излучателем в зависимости от проектно-конструкторских решений заданных для энергоустановки космического аппарата (мощность, массогабаритные характеристики и т.п.) различного назначения.

Введение

Создание многоразовых межорбитальных буксиров (ММБ) с энергообеспечением от термоэмиссионных ядерно-энергетических установок (ЯЭУ) электрической мощностью в сотни и тысячи киловатт позволит решить ряд перспективных космических задач [1], включая транспортно-энергетическое обслуживание околоземного космоса.

В течение длительного времени в РКК «Энергия» выполнялись проектно-конструкторские работы по многоразовому межорбитальному буксиру «Геркулес» (рис. 1), в состав которого входила термоэмиссионная ядерно-энергетическая установка [2]. В ходе этих работ был подтвержден тезис о том, что одним из основных лимитирующих факторов в разработках космических аппаратов (КА) с ядерным источником энергии большой мощности является отвод тепла в космическое пространство от энергетических установок. Именно холодильник-излучатель ЯЭУ определяет, в основном, массогабаритные характеристики всей установки.

Очевидно также, что описание сложных теплогидравлических процессов в системе теплоотвода космической ЯЭУ, зачастую основанных на эмпирических зависимостях, невозможно без соответствующей расчётной математической базы. Математическое моделирование процессов, протекающих в агрегатах системы отвода теплоты, оптимизация их параметров и геометрии проточной части позволяют повысить надёжность и тепловую эффективность агрегатов и улучшить их массовые характеристики. Однако опыт проектирования и

конструирования агрегатов холодильника-излучателя (ХИ) и системы охлаждения (СО) ЯЭУ, накопленный за время после выполнения ЭП «Геркулес», не был полностью проанализирован и обобщён в виде каких-либо отчётов, документов, рекомендаций по расчёту, расчётных программ, методик проектирования и др. Таким образом, для дальнейших проектно-конструкторских работ в области субмегаваттной мощности термоэмиссионных космических ЯЭУ назрела необходимость в создании математической модели системы теплоотвода. Описываемая далее математическая модель ХИ направлена на решение некоторой части перечисленных вопросов.

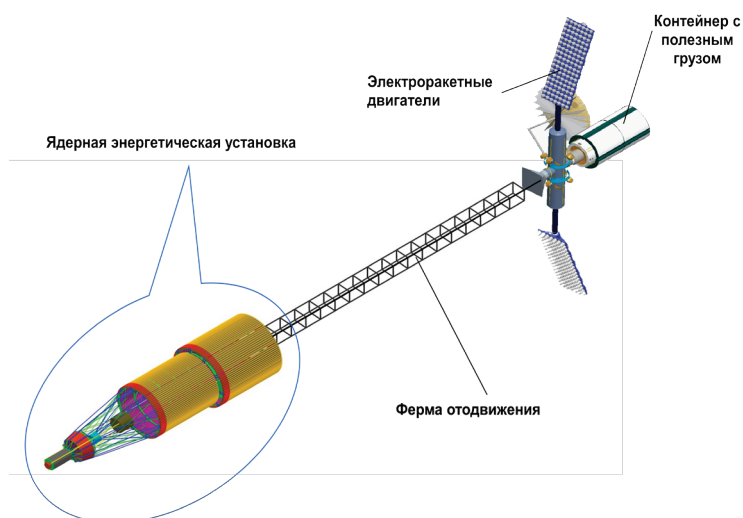
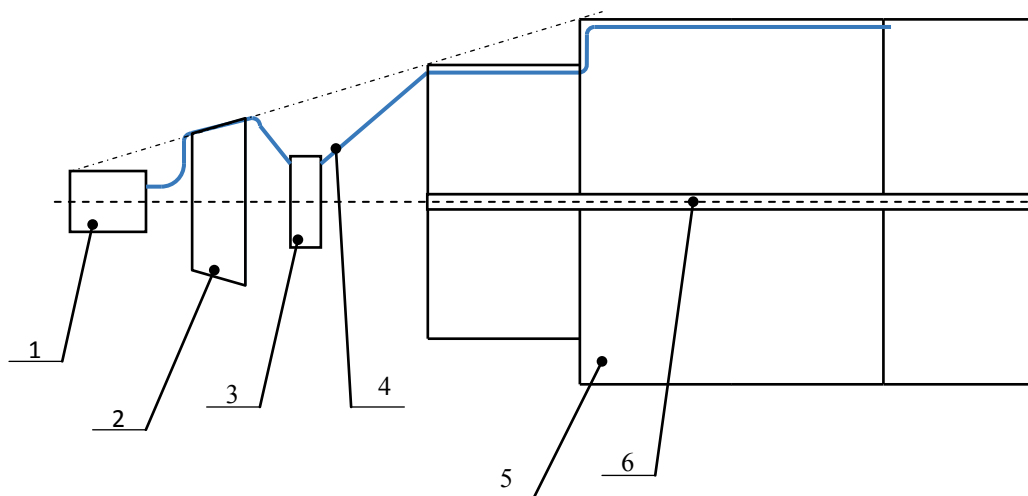


Рис. 1. Многоразовый межорбитальный буксир «Геркулес»

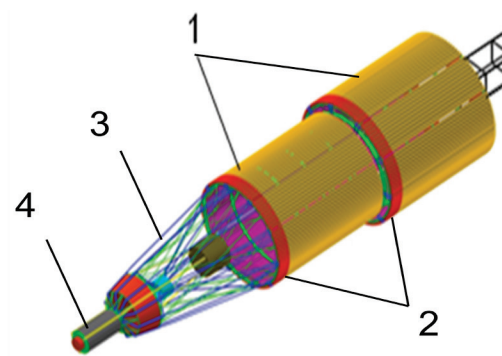
Описание системы теплоотвода ЯЭУ ММБ «Геркулес»

Результаты проектирования в Ракетно-космической корпорации «Энергия» КА с ядерно-энергетическими установками приводят к компоновке, показанной на рис. 2, 3. Ядерный реактор в виде термоэмиссионного реактора-преобразователя состоит из отдельных электрогенерирующих пакетов (ЭГП), которые набраны из электрогенерирующих каналов (ЭГК), содержащих ядерное топливо. ЭГК, в которых происходит генерация электроэнергии, охлаждается теплоносителем (жидким металлом). Все ЭГП имеют отдельные трубопроводы входа и выхода теплоносителя и гидравлически никак не связаны между собой. По выходному трубопроводу из каждой ЭГП реактора теплоноситель поступает в коллектор, в который вварены тепловые трубы (своей испарительной частью). Совокупность тепловых труб (ТТ), отвечающих конкретному ЭГП, объединяется в отдельные панели.



- 1 – термоэмиссионный реактор-преобразователь,
 2 – радиационная защита, 3 – блок МГД насосов тепловых модулей XII,
 4 – трубопровод теплоносителя теплового модуля XII,
 5 – секции тепловых труб модулей XII, 6 – канал для электрических кабелей.

Рис. 2. Схема расположения основных агрегатов ЯЭУ ММБ «Геркулес»



- 1 – панели с тепловыми трубами; 2 – коллекторы тепловых труб;
 3 – трубопроводы теплоносителя; 4 – ядерный реактор

Рис. 3. Компоновка ЯЭУ ММБ «Геркулес»

Теплоноситель, проходя по коллектору, отдаёт тепло испарительной части тепловых труб и по входному трубопроводу поступает в магнетогидродинамический (МГД) насос. МГД насос является многоканальным – т.е. при едином магнитном поле в нем предусмотрено определенное количество каналов, также равное количеству ЭГП. МГД насос, создавая необходимое давление, направляет теплоноситель в реактор, тем самым замыкая контур системы теплоотвода. Таким образом, всю систему теплоотвода ЯЭУ ММБ «Геркулес» можно разделить на тепловые модули (ТМ) — замкнутые гидравлические контуры, в состав которых входят:

- электрогенерирующий пакет;
- секция холодильника-излучателя, состоящая из тепловых труб и отражающего экрана;
- циркуляционный МГД насос индукционного типа;
- магистральные трубопроводы системы охлаждения с компенсационной емкостью.

Математическая модель холодильника-излучателя

При построении математической модели ХИ приняты следующие допущения:

- принято структурное деление математической модели в соответствии со структурой СО МБ «Геркулес», т.е. основным элементом математической модели СО является тепловой модуль ХИ;

- ввиду незначительного влияния на тепловые параметры ХИ процессов в компенсационной ёмкости, они не учитываются, а принято условие постоянного соответствия объёма теплоносителя геометрическому объёму магистралей и теплообменников секций при любых изменениях температуры;

- не рассматриваются работа МГД насоса и нагрев теплоносителя в ЯЭУ, принято, что требуемый гидравлический напор и расход теплоносителя всегда обеспечивается работой насоса. Принято также, что подогрев теплоносителя на в магистральных трубопроводах тепловых модулей ХИ всегда обеспечивается тепловыделением в ЯЭУ. Т.е. температура на входе и выходе из реактора в расчётах является внешним назначаемым параметром;

- не рассматриваются процессы теплопереноса внутри ТТ, учитывается только изменение длины ТТ;

- в настоящее время реализована модель стационарного состояния ХИ, переходные тепловые и гидравлические процессы при разогреве и охлаждении ХИ не учитываются.

На рис. 4 изображена схема реактора с тремя ЭГП. Для проведения расчёта разобьём коллектор ТМ, соответствующий одному из ЭГП, на j равных частей (по числу ТТ в тепловом модуле), как показано на рис. 4, где для примера выбрано $j = 6$.

Если допустить, что теплоноситель не изменяет своей температуры при прохождении от ЭГП к коллектору и обратно от коллектора к ЭГП, то количество тепла, отдаваемое теплоносителем испарительной части ТТ для первого участка коллектора будет равно:

$$Q_{1,ти} = Gc_p(T_{вх} - T_1), \quad (1)$$

где G – секундный массовый расход через участок коллектора;

c_p – теплоёмкость теплоносителя;

$T_{\text{вх}}$ – температура теплоносителя на входе в коллектор (на выходе из ЭГП).

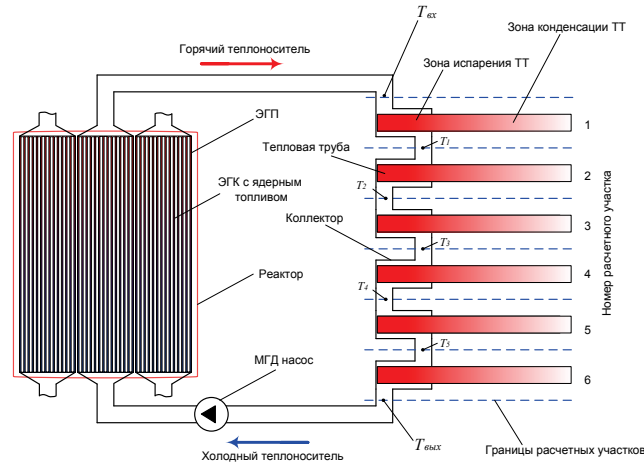


Рис. 4. Расчётная схема теплового модуля
(отражающий экран не показан)

Для последующих участков, кроме последнего

$$Q_{k, \text{ти}} = Gc_p (T_{n-1} - T_n), \quad (n = 2, \dots, j-1) \quad (2)$$

Для последнего участка

$$Q_{j, \text{ти}} = Gc_p (T_{j-1} - T_{\text{вых}}), \quad (3)$$

где $T_j = T_{\text{вх}}$ – температура теплоносителя на выходе из коллектора (входе в ЭГП).

Предположив линейность изменения температуры теплоносителя на каждом участке, а также пренебрегая отдачей тепла во вне от корпуса коллектора, можно записать формулы для количества тепла, воспринятого стенкой испарительной части ТТ

$$Q_{1, \text{см}} = \alpha \pi d l_u \left(\frac{T_{\text{вх}} + T_1}{2} - T_{\text{ТТ}, 1} \right), \quad (4)$$

где α – коэффициент теплоотдачи от теплоносителя к стенке ТТ;

d – внешний диаметр тепловой трубы;

l_u – длина испарительной части ТТ;

$T_{\text{ТТ}, 1}$ – температура ТТ 1-го участка.

Аналогично формулам (2) и (3) для других участков коллектора

$$Q_{n, \text{см}} = \alpha \pi d l_u \left(\frac{T_{n-1} + T_n}{2} - T_{\text{ТТ}, n} \right), \quad (5)$$

$$Q_{j,cm} = \alpha \pi d l_u \left(\frac{T_{j-1} + T_{вых}}{2} - T_{ТТ,j} \right). \quad (6)$$

Формулы (4) – (6) записаны при условии малого градиента температур (по сравнению с температурой теплоносителя) через стенку и фитиль ТТ, наполненный теплоносителем, а также по длине тепловой трубы.

Коэффициент теплоотдачи α в формулах (4) – (6)

$$\alpha = \frac{Nu \cdot \lambda_{менл}}{l}, \quad (7)$$

где Nu – число Нуссельта;

$\lambda_{менл}$ – теплопроводность теплоносителя;

l – характерный размер системы, в данном случае разность диаметров коллектора и ТТ (эквивалентный диаметр).

Геометрия коллектора и вваренных в него ТТ такова, что теплоноситель только частично омывает испарительную часть ТТ вдоль, поскольку на входе и на выходе из любого участка коллектора течёт поперек ТТ (рис. 4). Из этого следует, что число Нуссельта в формуле (7) должно рассчитываться по двум зависимостям:

- для поперечного потока [3]

$$Nu = 2 \cdot Pe^{0,5}, \quad (8)$$

- для продольного потока [4]

$$Nu = 6 + 0,006 \cdot Pe \quad (9)$$

Полное значение α определяется как среднее арифметическое, с учётом длин поперечного и продольного омывания

$$\alpha = \frac{\alpha_1 \cdot 2d + \alpha_2 (d_{кол} - d)}{d + d_{кол}}, \quad (10)$$

где α_1 и α_2 – коэффициенты, полученные с помощью (8) и (9), соответственно;

d – наружный диаметр тепловой трубы;

$d_{кол}$ – внутренний диаметр коллектора.

Из условия изотермичности ТТ [5] по длине следует, что количество тепла, излучённое зоной конденсации n -ой ТТ

$$Q_{n,изл} = \pi d l_{кон} \varepsilon \sigma_o T_{ТТ,n}^4 - Q_n^{внеш}, \quad (11)$$

где $l_{кон}$ – длина зоны конденсации ТТ;

где ϕ_{TT} – угловой коэффициент облучения n -ой тепловой трубы со стороны $n-1$ и $n+1$ тепловых труб;

$T_{TT,n-1}$, $T_{TT,n+1}$ – температуры $n-1$ и $n+1$ тепловых труб.

Если ввести обозначение $X = 1 + (S/d)$, то [6]:

$$\phi_{TT} = \frac{1}{\pi} \left[\sqrt{X^2 - 1} + \arcsin\left(\frac{1}{X}\right) - X \right].$$

Для расчёта излучения отражённого от экрана $Q_{\varepsilon, TT}$, которое затем падает на n -ю ТТ, рассмотрим рис. 5.

Тепловое излучение, падающее от ТТ с номерами $n-1$, n и $n+1$ на участки экрана АО, АВ и ОБ соответственно, равно

$$\begin{cases} Q_{n-1, \varepsilon} = \varepsilon \sigma_0 \phi_{n-1, \varepsilon} S_{AO} T_{TT, n-1}^4 \\ Q_{n, \varepsilon} = \varepsilon \sigma_0 \phi_{n, \varepsilon} S_{AB} T_{TT, n}^4 \\ Q_{n+1, \varepsilon} = \varepsilon \sigma_0 \phi_{n+1, \varepsilon} S_{OB} T_{TT, n+1}^4 \end{cases},$$

где $\phi_{n-1, \varepsilon}$, $\phi_{n, \varepsilon}$, $\phi_{n+1, \varepsilon}$ – угловые коэффициенты облучения от тепловых труб к экрану;

S_{AO} , S_{AB} , S_{OB} – площади участков экрана, соответствующие отрезкам АО, АВ и ОБ.

Поскольку ТТ располагаются с одинаковым шагом, то

$$2S_{AO} = 2S_{OB} = S_{AB} = 2l_{кон} S, \quad (14)$$

где $l_{кон}$ – длина зоны конденсации ТТ;

S – шаг ТТ.

Кроме того,

$$2\phi_{n-1, \varepsilon} = 2\phi_{n+1, \varepsilon} = \phi_{n, \varepsilon} \quad (15)$$

Учитывая (14) и (15), можно записать полное количество тепла, падающее от тепловых труб с номерами $n-1$, n и $n+1$ на участок экрана АВ:

$$Q_{TT, \varepsilon} = Q_{n-1, \varepsilon} + Q_{n, \varepsilon} + Q_{n+1, \varepsilon} = \frac{1}{2} \varepsilon \sigma_0 \phi_{n, \varepsilon} l_{кон} S (T_{TT, n-1}^4 + T_{TT, n+1}^4 + 4T_{TT, n}^4). \quad (16)$$

Для расчёта отражённого от экрана излучения $Q_{\varepsilon, TT}$ и попавшего затем на тепловую трубу с номером n , примем, что экран диффузно отражает всё упавшее на него излучение. Тогда

$$Q_{\varepsilon, TT} = \phi_{\varepsilon, TT} Q_{TT, \varepsilon} = \frac{1}{2} \varepsilon \sigma_0 \phi_{\varepsilon, TT} \phi_{n, \varepsilon} l_{кон} S (T_{TT, n-1}^4 + T_{TT, n+1}^4 + 4T_{TT, n}^4), \quad (17)$$

где $\phi_{\varepsilon, TT}$ – угловой коэффициент облучения от экрана к n-ой ТТ.

Согласно [7]

$$\phi_{n,\varepsilon} = \frac{1}{\pi} \left[\frac{S}{d} - \sqrt{\left(\frac{S}{d}\right)^2 - 1} + \operatorname{ctg} \sqrt{\left(\frac{S}{d}\right)^2 - 1} \right],$$

$$\phi_{\varepsilon, TT} = 1 - \sqrt{1 - \left(\frac{d}{S}\right)^2} + \frac{d}{S} \operatorname{ctg} \sqrt{\left(\frac{S}{d}\right)^2 - 1}.$$

Подставляя (13) и (17) в (12)

$$Q_n^{\text{внеш}} = \varepsilon \sigma_0 \phi_{TT} (T_{TT,n-1}^4 + T_{TT,n+1}^4) + \frac{1}{2} \varepsilon \sigma_0 \phi_{\varepsilon, TT} \phi_{n,\varepsilon} l_{\text{кон}} S (T_{TT,n-1}^4 + T_{TT,n+1}^4 + 4T_{TT,n}^4), \quad (18)$$

С учётом (18) формула (11) для количества тепла, излученного зоной конденсации n-ой ТТ:

$$Q_{n,\text{изл}} = \varepsilon \sigma_0 \left\{ \pi d l_{\text{кон}} T_{TT,n}^4 - \left[\phi_{TT} (T_{TT,n-1}^4 + T_{TT,n+1}^4) + \frac{1}{2} \phi_{\varepsilon, TT} \phi_{n,\varepsilon} l_{\text{кон}} S (T_{TT,n-1}^4 + T_{TT,n+1}^4 + 4T_{TT,n}^4) \right] \right\}. \quad (19)$$

Для крайних ТТ в тепловом модуле (при $n = 1$ и $n = j$) в качестве значений температур $T_{TT,n-1}$ и $T_{TT,n+1}$ берутся значения для крайних ТТ соседних тепловых модулей. Причём цилиндрический ХИ скомпонован так, что наиболее горячие ТТ ($n = 1$) и наиболее холодные ТТ ($n = j$) стыкуются попарно (рис. 6). Поскольку все ТМ работают идентично, то температуры двух соседних ТТ, но в разных тепловых модулях, считаются равными.

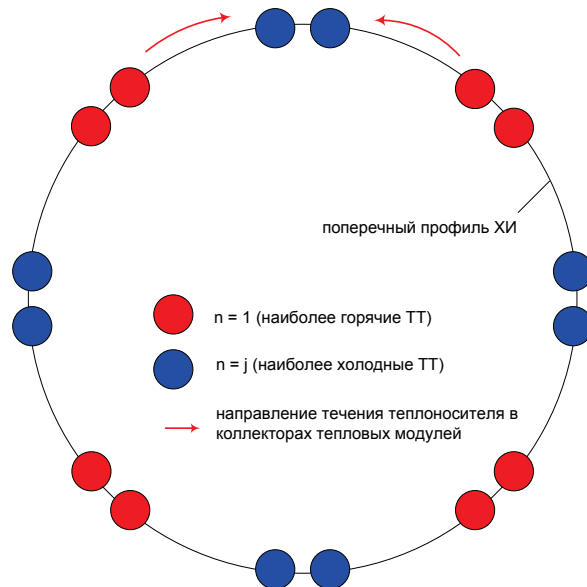


Рис. 6. Схема стыковки крайних труб тепловых модулей в цилиндрическом ХИ (на примере восьми ТМ)

Тепловой баланс для каждого теплового модуля строится на законе сохранения энергии, в силу чего количество тепла, отдаваемое теплоносителем тепловым трубам, а также тепло, воспринимаемое стенками испарительной части ТТ и излучаемое в зоне конденсации ТТ, равны. Таким образом, уравнения (1) – (6) и (19) дополняются условием

$$Q_{n,ти} = Q_{n,ст} = Q_{n,изл} . \quad (20)$$

Целью расчётов по вышеизложенной методике является значение тепловой мощности, излучаемой конкретной тепловой трубой, тепловым модулем и холодильником-излучателем, в целом в зависимости от заданных проектно-конструкторских ограничений (подогрев теплоносителя в реакторе, мощность ЯЭУ, масса, габариты и др.).

После выполнения теплового и гидравлического расчёта для выбранной конструкции ХИ на основе геометрических параметров агрегатов выполняется расчёт массы ХИ и определяются абсолютные и удельные параметры ХИ в целом.

Заключение

Представлена математическая модель холодильника-излучателя на тепловых трубах, позволяющая выполнять теплогидравлический расчёт системы теплоотвода от космического термоэмиссионного реактора-преобразователя субмегаваттной электрической мощности. В качестве конструктивного прототипа для создания математической модели выбран реактор ядерно-энергетической установки многоразового межорбитального буксира «Геркулес», разработки РКК «Энергия». Основываясь на исходных данных в виде геометрических характеристик холодильника-излучателя и основных параметрах реактора (тепловая мощность, подогрев теплоносителя и т.п.), по полученным аналитическим выражениям рассчитываются температурные поля тепловых труб, их потребное количество, размеры и шаг установки. Итогом расчёта является суммарная тепловая мощность, которую возможно отвести с помощью холодильника-излучателя.

Л и т е р а т у р а

1. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Эффективность применения космических ядерных энергетических и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4-15.

2. *Синяевский В.В.* Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 3. С. 25–45.
 3. *Кириллов П.Л., Юрьев Ю.С., Бобков В.П.* Справочник по теплогидравлическим расчётам (ядерные реакторы, теплообменники, парогенераторы). М.: Энергоатомиздат, 1990. 360 с.
 4. *Боришанский В.М., Жинкина В.Б., Фирсова Э.В.* Сб. «Жидкие металлы». М.: Госатомиздат, 1963. С. 192.
 5. *Быстров П.И., Гончаров В.Ф.* Динамика запуска газонаполненных высокотемпературных тепловых труб // Теплофизика высоких температур. Т. XXI. М.: 1983. С. 1206-1215.
 6. *Зигель Р., Хауэлл Дж.* Теплообмен излучением. М.: Мир, 1975. 935 с.
 7. *Уонг Х.* Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. Справочник. М.: Атомиздат, 1979. 213 с.
-

ТЕПЛОТВОД ОТ КОСМИЧЕСКОЙ ЯДЕРНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ, РАЗРАБОТАННОЙ ПО ТЕХНОЛОГИИ РКК ЭНЕРГИЯ», ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ ОБИТАЕМОЙ ЛУННОЙ БАЗЫ

П.М. Кинаш

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Расчётным путем показана возможность организации теплоотвода излучением от ядерно-энергетической установки (ЯЭУ) субмегаваттной мощности в специально организованной шахте на поверхности Луны, без недопустимого нагрева лунного грунта.

Введение

Основой развития лунной базы являются её энергетическое обеспечение, необходимое для организации теплового режима и замкнутого цикла биосистем базы на протяжении лунного дня и лунной ночи, снабжение электроэнергией исследовательской аппаратуры и промышленного оборудования [1, 2]. Для решения этих задач потребуется создание специального энергетического комплекса [3].

Современные исследования показывают, что при необходимой мощности в десятки и сотни киловатт для энергообеспечения лунной базы применение атомной электростанции в качестве источника электроэнергии является в настоящее время практически безальтернативным [4]. При разработке концепции лунной АЭС (ЛАЭС), помимо первоочередных вопросов минимизации массы и габаритов, должно быть учтено обеспечение радиационной безопасности, включая использование местного рельефа и лунного реголита в качестве материала радиационной защиты, возможность сброса необработанного тепла лишь излучением.

Выбор технологии разработки лунной атомной электростанции

Укрупнённый состав ЛАЭС можно представить в виде:

- ядерно-энергетическая установка, состоящая из ядерного реактора, системы управления и радиационной защиты (РЗ);
- система теплоотвода (система охлаждения ЯЭУ);
- система преобразования тока и напряжения.

Для минимизации времени и расхода финансов создание ЛАЭС должно базироваться на имеющихся основных технических решениях по космическим ЯЭУ, основном элементе ЛАЭС, в том числе разработанных для multifunctional космических платформ и многоуровневых

межорбитальных буксиров [5]. Однако существуют значительные различия в принципах проектирования ЯЭУ, находящихся на борту КА и на поверхности Луны. Одно из главных – организация радиационной защиты от излучения установки, поскольку для бортовых ЯЭУ отсутствует возможность использовать естественную окружающую местность или насыпной грунт. Учитывая, что масса РЗ составляет 15 – 20 % от всей массы ЯЭУ, вопрос создания РЗ ЛАЭС является одним из ключевых в планировании миссий по освоению Луны.

Способы организации РЗ, её масса, габариты и ресурс практически полностью определяет мощность ЯЭУ, которой прямо пропорциональна плотность потока радиационного излучения. В работе [6] выполнены количественные оценки защиты от радиации (масса РЗ ЯЭУ, размеры вала из реголита) для ЛАЭС мощностью до 50 кВт (здесь и далее – электрических) для проекта ЯЭУ по разработкам «Росатома» [7]. Поскольку температура теплоносителя в установках такой мощности не превышает 600 оС, в качестве основного конструкционного материала установки выбрана нержавеющая сталь и натрий-калиевая эвтектика в системе охлаждения. Данное решение оправдано (в т.ч. подтверждено экспериментально) для установок относительно небольшой мощности (до 100 кВт).

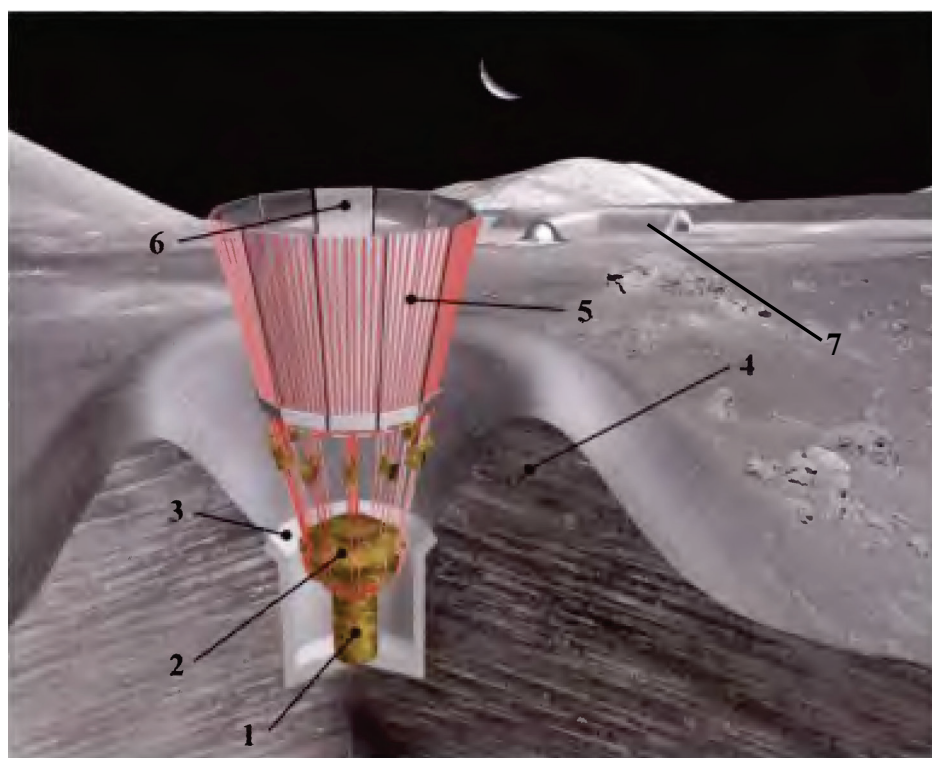
В РКК «Энергия» были выполнены проектные работы по лунной базе с экипажем в шесть и более человек с соответствующей инфраструктурой, включая луноходы и роботы-манипуляторы, для промышленного освоения Луны [1]. В работе [4], помимо сравнения солнечных и ядерных источников электроэнергии на поверхности Луны, оценена мощность ЛАЭС с точки зрения обеспечения электроэнергией ЛБ с персоналом до 10 человек и работ добывающе-перерабатывающего комплекса (ДПК) [8] по освоению лунных ресурсов [9]. Показано, что для функционирования ЛБ и ДПК на различных этапах освоения Луны мощность ЛАЭС должна иметь значение до 600 кВт. Установки таких мощностей затруднительно реализовать на основе технологий космических ЯЭУ ГК «Росатома» [7], так как при этом в стремлении минимизировать массогабаритные характеристики необходимо увеличивать плотность выделяемой энергии в реакторе и, соответственно, повышать температуру теплоносителя до уровня, значительно превышающего возможности нержавеющей стали.

Предлагается применить вариант космической ЯЭУ разработки РКК «Энергия» для ММБ «Геркулес» [10]. В этой технологии используются технические и технологические решения по высокотемпературной ЯЭУ большой мощности на основе термоэмиссионного реактора-

преобразователя (ТРП) на быстрых нейтронах модульной схемы с использованием изотопно чистого лития-7 в качестве теплоносителя и ниобиевого сплава в качестве основного конструкционного материала (литий-ниобиевая технология [11]). Разогрев теплоносителя в ЯЭУ происходит до 950 оС и, в итоге, ЯЭУ ММБ «Геркулес» обладает большей плотностью мощности и большей рабочей температурой, нежели ЯЭУ разработок «Росатома». Однако при этом возрастают требования к радиационной защите и теплоотводу от установки.

Условия размещения ЯЭУ, разработанной по технологии РКК «Энергия», на Луне

ЯЭУ (на рис. 1 показан один из вариантов разработок РКК «Энергия» [1, 12]) представляет собой ТРП с отводом тепла излучением с поверхности высокотемпературного холодильника-излучателя на тепловых трубах.



*1 – термоэмиссионный реактор-преобразователь;
2 – радиационная защита; 3 – опорное кольцо; 4 – вал из реголита;
5 – холодильник-излучатель; 6 – отражающие панели; 7 – лунная база*

**Рис. 1. Ядерно-энергетическая установка лунного базирования
(разработка РКК «Энергия»)**

Защита персонала и оборудования лунной базы от излучения реактора осуществляется:

- собственной радиационной защитой ЯЭУ, установленной на опорное кольцо;
- валом радиационной защиты из лунного грунта;
- помещением ЯЭУ в заранее подготовленную шахту на поверхности Луны.

Установка в шахту продиктована стремлением снизить поток радиации от ядерного реактора, который на 2—3 порядка превышает естественный фон на поверхности Луны. Расчёты [1, 6] показывают, что при этом также значительно снижается масса радиационной защиты (как минимум на порядок).

Теплоотвод от ядерного топлива, находящегося в активной зоне ТРП, осуществляется циркуляцией через неё теплоносителя, который, выйдя из активной зоны, поступает в холодильник-излучатель, где и сбрасывает остаточное тепло (рис. 1).

Тепло от активной зоны излучается также и нагретым корпусом реактора. На рис. 2 представлены данные NASA по газовой выделению из лунного грунта. Из диаграммы видно, что кислород в составе паров воды и углекислого газа начинает выделяться уже при нагреве грунта до 100°C.

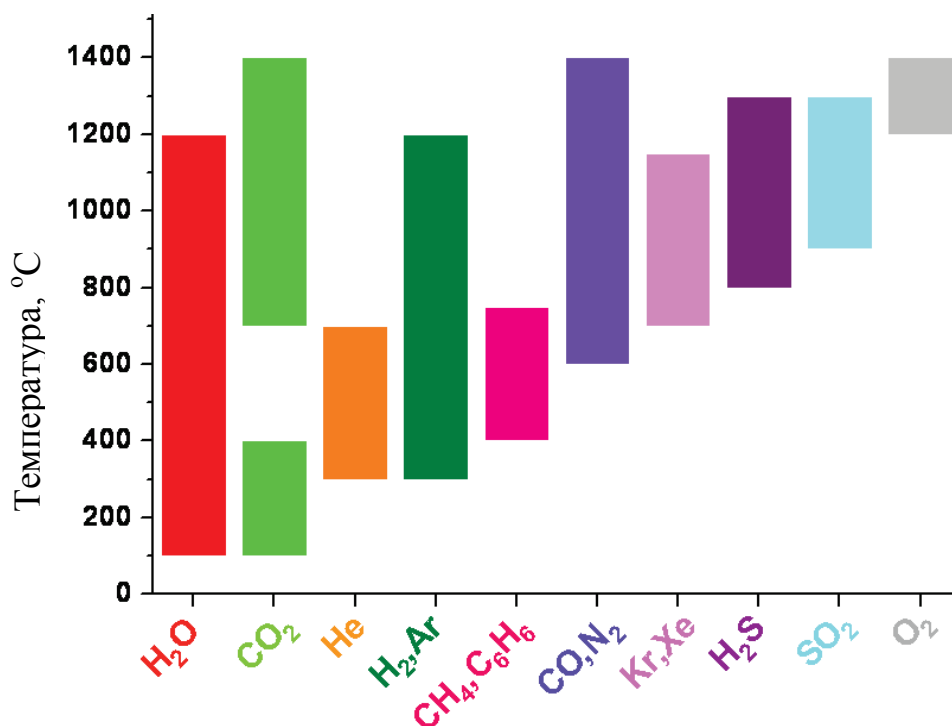


Рис.2. Температурные условия выделения газов из лунного грунта

В то же время, следует отметить, что у основного конструкционного материала ТРП – ниобия – начинается значительная коррозия в присутствии кислорода, даже при относительно низких, с точки зрения работы ТРП, температурах (около 200°C). Исследования показали, что для недопущения коррозии содержание кислорода в ниобии должно быть менее 0,03 % (масс.) [13]. Стадии развития коррозии ниобия в присутствии паров воды представлены в табл. 1.

Таблица 1

Стадии развития коррозии ниобия

Стадия (признак) развития	Минимальная температура ниобия, при которой наблюдается стадия, °C
Образование поверхностной окисной пленки	200
Образование гидроксида ниобия в приповерхностном слое	300
Образование порошка Nb ₂ O ₅ (полное разрушение металла)	500

Учитывая, что температура конструктивных элементов (в самом реакторе и трубопроводах подвода/отвода теплоносителя) в ЯЭУ, выполненной по литий-ниобиевой технологии, составляет до 950°C, то возникает проблема снижения ресурса ЯЭУ вследствие коррозии ниобия в кислороде, выделяемого из лунного грунта в виде газов.

Для решения этой проблемы предлагается выполнить облицовку стенок шахты листами аустенитной стали. Основные достоинства аустенитной стали:

- практически не реагирует ни с одним из химических соединений, выделяющихся при нагреве из лунного грунта;
- в полированном виде обладает достаточно высоким коэффициентом отражения теплового излучения (0,90 – 0,92).

Однако у аустенитной стали имеется существенный недостаток – её теплостойкость (максимальная температура, до которой сталь может нагреваться без резкого снижения твердости) ограничена значением приблизительно в 600°C [14], что ниже температуры теплоносителя реактора. На этом основании могут быть сформулированы две задачи по обоснованию размещения высокотемпературной ЯЭУ в шахте на поверхности Луны – необходимо определить диаметр шахты, при которой

тепловой поток от реактора и трубопроводов теплоносителя нагреет облицовку из аустенитной стали до температуры:

а) не более 600°C . В этом случае снаружи облицовки будет происходить выделение не только водяных паров и углекислого газа, но целого ряда других веществ (рис. 2). Учитывая ресурс работы ЯЭУ в составе лунной АЭС (10 – 15 лет), технология создания такой герметичной облицовки на поверхности Луны представляется достаточно сложной (обсуждение этого вопроса выходит за рамки данной работы). В итоге, ресурс ЯЭУ определяется качеством работ (герметичностью) по облицовке шахты;

б) не более 100°C , с целью полностью исключить газовыделение из лунного грунта.

Температурное поле активной зоны термоэмиссионного реактора-преобразователя

Для количественной оценки осуществимости условий размещения ТРП в шахте на поверхности Луны, оговоренных в предыдущем пункте, необходимо рассчитать температуру на поверхности реактора.

На рис. 3 показан наземный прототип ТРП (со снятой верхней крышкой).

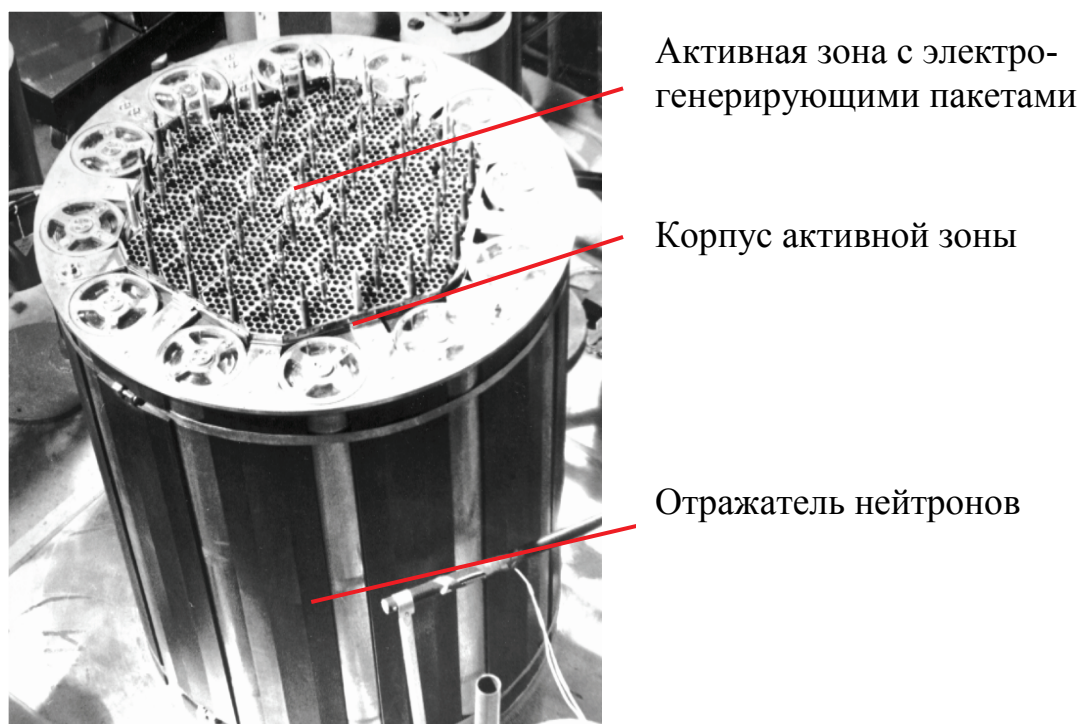
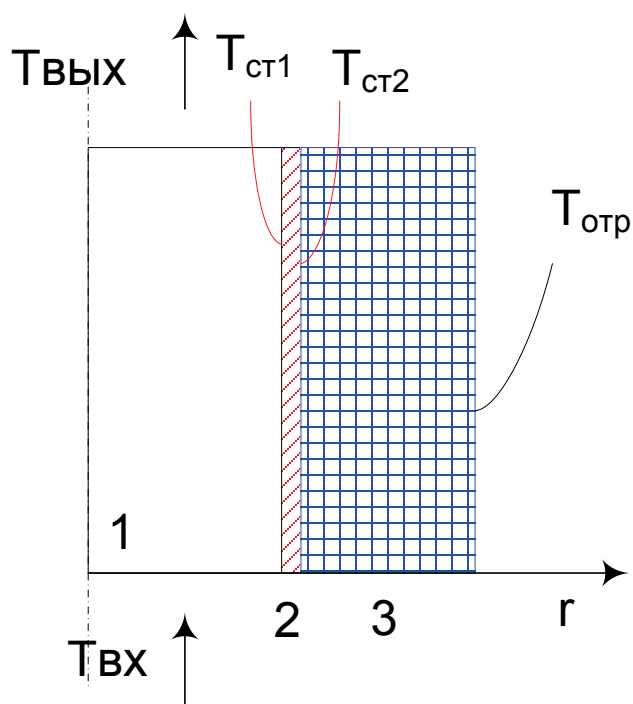


Рис. 3. Полномасштабный наземный прототип ТРП

Элементами ТРП, существенными для расчёта температур, являются:

- активная зона с шестигранными электрогенерирующими пакетами, в которых находится ядерное топливо. Через активную зону прокачивается жидкометаллический теплоноситель – литий-7;
- корпус, выполненный из ниобия, ограждающий активную зону;
- отражатель нейтронов (материал – оксид бериллия), окружающий активную зону и способствующий более эффективному протеканию реакции деления в ядерном топливе.

Схема для температурного расчёта приведена на рис. 4, где изображена $\frac{1}{2}$ часть продольного разреза ТРП.



1 – активная зона; 2 – корпус; 3 – отражатель

Рис. 4. Схема температурного расчёта ТРП

Целью расчёта является нахождение температуры внешней поверхности отражателя при известных параметрах активной зоны и внешней среды.

Теплота, уносимая теплоносителем (литием),

$$q_1 = GC_p (T_{\text{вых}} - T_{\text{вх}}), \quad (1)$$

где G – расход теплоносителя; C_p – теплоёмкость; $T_{\text{вых}}$, $T_{\text{вх}}$ – температура теплоносителя на выходе и входе из реактора.

Теплота, передаваемая от теплоносителя стенке корпуса,

$$q_2 = 2\alpha\pi r_{cm,1} h \left(\frac{T_{вых} + T_{вх}}{2} - T_{cm,1} \right), \quad (2)$$

где α – коэффициент теплоотдачи от теплоносителя к корпусу; $r_{cm,1}$ – внутренний радиус корпуса; h – высота активной зоны; $T_{cm,1}$ – температура внутренней поверхности корпуса.

Теплота, передаваемая через стенку корпуса,

$$q_3 = - \frac{2\pi h (T_{cm,2} - T_{cm,1})}{\frac{1}{\lambda_{Nb}} \ln \left(\frac{r_{cm,2}}{r_{cm,1}} \right)}, \quad (3)$$

где $T_{cm,2}$ – температура внешней поверхности корпуса; λ_{Nb} – коэффициент теплопроводности ниобия; $r_{cm,2}$ – внешний радиус корпуса.

Теплота, передаваемая через отражатель,

$$q_4 = - \frac{2\pi h (T_{omp} - T_{cm,2})}{\frac{1}{\lambda_{BeO}} \ln \left(\frac{r_{omp}}{r_{cm,2}} \right)}, \quad (4)$$

где T_{omp} – температура внешней стенки отражателя; λ_{BeO} – коэффициент теплопроводности оксида ниобия.

Уравнения (1) – (4) замыкаются законом сохранения энергии

$$q_1 = q_2 = q_3 = q_4. \quad (5)$$

Приняв КПД ТРП равным 10 %, для ряда электрических мощностей ТРП из [4] по формулам (1) – (5) проведены расчёты толщины отражателя нейтронов, при котором температура его внешней поверхности становится менее 100°C. Результаты расчётов сведены в табл. 2.

Таблица 2

**Зависимость толщины отражателя
от электрической мощности реактора**

Электрическая мощность реактора, кВт	Температура внешней стенки корпуса ^{*)} , °C	Толщина отражателя, при которой температура внешней стенки снижается до 100°C, см
100	330	3,3
350	378	4,1
600	408	4,7

^{*)} Толщина стенки корпуса принята 5 мм.

Для эффективного протекания цепной реакции деления в активной зоне реактора с мощностью 100 – 600 кВт, необходима толщина отражателя не менее 10 см. Из данных табл. 2 можно заключить, что температурное поле реактора в районе активной зоны не влияет на разогрев лунного грунта шахты.

Температурное поле трубопроводов теплоносителя

Помимо активной зоны реактора на стенки шахты оказывает воздействие и тепло от трубопроводов, по которым теплоноситель поступает и отводится из активной зоны. В проекте РКК «Энергия» литий, в качестве теплоносителя, поступает в активную зону с температурой 800°C, а отводится при 950°C (для установок любого уровня мощности). При этом тепловое излучение свободно достигает стенок шахты, т.к. отражатель нейтронов трубопроводы не охватывает.

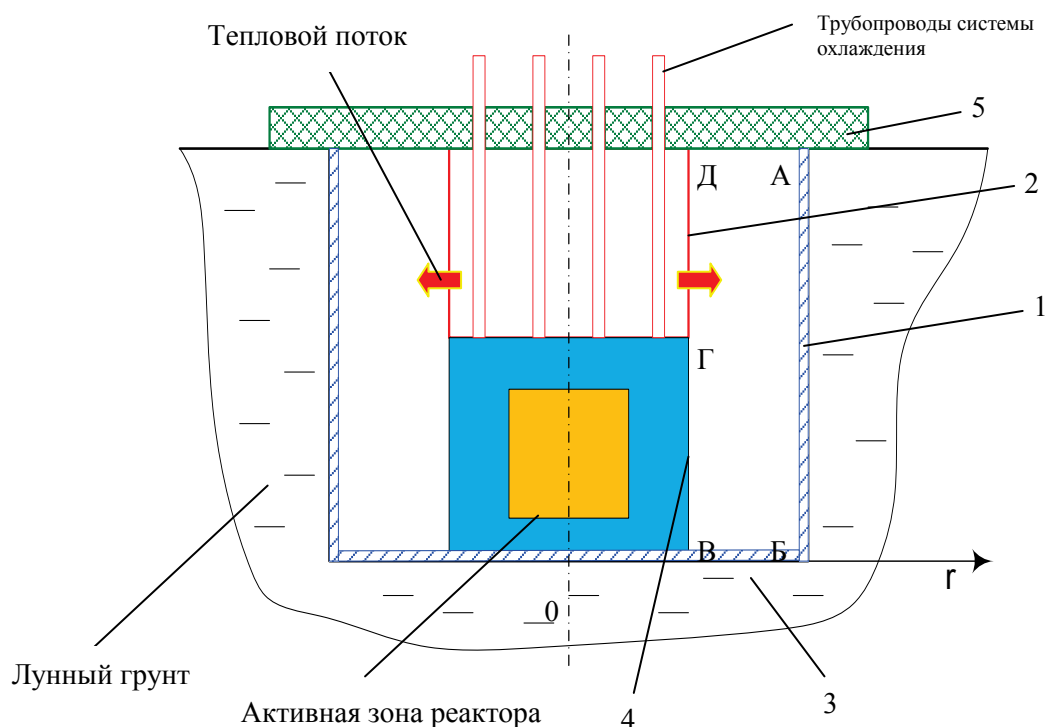


Рис. 5. Схема расчёта теплового потока от труб теплоносителя

Рассмотрим схему на рис. 5 и зададим расчётные номера поверхностей:

- 1 - вертикальная облицовка шахты из аустенитной стали (АБ);
- 2 – объём, ограничивающий трубопроводы (ГД);
- 3 - горизонтальная облицовка шахты (БВ);

4 - отражатель (ВГ);

5 - радиационная защита (АД).

Собственное излучение от каждой из пяти поверхностей:

$$E_{cob,i} = \varepsilon_i \sigma_0 T_i^4, \quad (i = 1, \dots, 5), \quad (6)$$

где ε_i – степень черноты i -ой поверхности; $\sigma_0 = 5,67 \cdot 10^{-8}$ – постоянная Стефана – Больцмана; T_i – температура i -ой поверхности.

Эффективные потоки излучений от поверхностей:

$$E_{\phi,i} = E_{cob,i} + R_i \sum_j E_{\phi,j} \phi_{ij}, \quad (i = 1, \dots, 5), \quad (j = 1, \dots, 5), \quad (7)$$

где R_i – коэффициент отражения i -ой поверхности; ϕ_{ij} – угловой коэффициент излучения от i -ой поверхности к j -ой.

Результирующие потоки излучений от поверхностей

$$E_{рез,i} = E_{\phi,i} + \sum_j E_{\phi,j} \phi_{ij}. \quad (8)$$

Угловые коэффициенты излучения ϕ_{ij} для относительно простой системы соосных цилиндров конечной высоты приводятся в справочной литературе по тепловому излучению [15 – 17].

Поскольку лунный грунт является практически идеальным теплоизолятором, то тепловой поток на границе между облицовкой шахты и лунным грунтом можно считать равным нулю. Тогда температура внешней поверхности облицовки (поверхностей 1 и 3):

$$T_{1,3}^{внеш} = T_{1,3}^{внут} - \frac{\delta_{об}}{\lambda_{об}} E_{рез,1,3}, \quad (9)$$

где $\delta_{об}$ – толщина облицовки шахты; $\lambda_{об}$ – коэффициент теплопроводности облицовки.

После задания размеров поверхностей и температуры теплоносителя, определяющей исходный тепловой поток, решаются совместно системы уравнений (6) – (8). В результате вычисляются температуры всех поверхностей.

Для конкретного расчёта примем:

- средняя температура теплоносителя равна 875°C ;
- диаметр реактора – 0,4 м;
- длина участков поверхностей 2 и 4 (рис. 5) равна 1 м;
- толщина облицовки из аустенитной стали составляет 10^{-3} м.

При таких исходных данных расчёт по вышеприведенным формулам показывает, что температура облицовки составит:

- а) 600°C при диаметре шахты 0,8 м;
- б) 100°C при диаметре шахты 3,2 м.

Заключение

Обосновывается применение ядерно-энергетической установки, разработанной по литий-ниобиевой технологии РКК «Энергия» как источника электроэнергии в составе КА различного назначения, для энергоснабжения лунной базы. Для снижения радиационной нагрузки на персонал лунной базы, ЯЭУ предполагается эксплуатировать в шахте на поверхности Луны. Такая эксплуатация имеет особенность – возможность значительной коррозии элементов установки, сделанных из ниобия, в газах, выделяемых лунным грунтом, разогреваемым самим реактором. Тепловой расчёт показывает, что для реакторов в диапазоне мощностей от 100 до 600 кВт проблема решается облицовкой стенок шахты, в которую помещён реактор, листами аустенитной стали толщиной 1 мм. При этом минимальный диаметр шахты, при котором исключен выход газа из лунного грунта, составляет 3,2 м.

Л и т е р а т у р а

1. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы // Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М: РКК «Энергия». 2011.
2. *Синявский В.В.* Перспективы освоения Луны // Земля и Вселенная. 2013. № 2. С. 71–81.
3. *Грибков А.С., Евдокимов Р.А.* Рациональный облик системы энергоснабжения обитаемой лунной базы на разных этапах её освоения // Известия РАН. Энергетика. 2011. № 3 С. 105-116.
4. *Бескровная И.А., Евдокимов Р.А., Кинаш П.М., Ковалев И.И., Тугаенко В.Ю.* Сравнительная оценка технико-экономической эффективности использования солнечных и ядерных энергетических установок в составе лунной базы // Космическая техника и технологии. ОАО РКК «Энергия», № 4 (7), 2014.
5. *Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В.* Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 6-17.
6. *Пышко А.П., Плотников А.Ю., Сонько А.В.* Особенности выбора радиационной защиты для напланетных АЭС // Атомная энергия. 2008. Т. 105. Вып. 2. С. 72-79.

7. Васильковский В.С., Андреев П.В., Зарицкий Г.А. и др. Проблемы космической энергетики и роль ядерных энергетических установок в их решении // Ядерная энергетика в космосе. Сборник докладов в 3-х томах. Т. 3. М.: Изд. НИКИЭТ. 2005. С. 20-26.
 8. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Синявский В.В. Лунный добывающе-перерабатывающий комплекс // Энергия: Экономика, техника, экология. 2011. № 10. С. 68–74.
 9. Брюханов Н.А., Легостаев В.П., Лобыкин А.А., Лопота В.А., Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Сотников Б.И., Филиппов И.М., Шевченко В.В. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке // Космическая техника и технологии. 2014. № 1. С. 3-14.
 10. Синявский В.В. Научно-технический задел по ядерному электроракетному межорбитальному буксиру «Геркулес» // Космическая техника и технологии. 2013. № 4. С. 25-45.
 11. Аракелов А.Г., Юдицкий В.Д. Литий-ниобиевая технология для космических энергоустановок на основе термоэмиссионного реактора-преобразователя // V межд. конф. «Ядерная энергетика в космосе». Подольск. 1999. С. 38-39.
 12. Бранец В.Н., Грибков А.С., Джафаров Г.А., Евдокимов Р.А., Железняков А.Г., Масленников А.А., Романов С.Ю., Севастьянов Н.Н., Синявский В.В., Тугаенко В.Ю. Атомная электростанция обитаемой лунной базы // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 15-21.
 13. Аракелов А.Г., Геков А.Ф., Минеева Л.В., Лукьянов А.Н. Ниобий как базовый конструкционный материал высокотемпературных космических ЯЭУ. Освоение ниобий-литиевой технологии // Тез. докл. на конф. «Ядерная энергетика в космосе. Материалы. Топливо». Подольск. 1993. С. 199.
 14. Герасимов В.В., Монахов А.С. Материалы ядерной техники. М.: Энергоиздат, 1982. 288 с.
 15. Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. Справочник. М.: Энергоатомиздат, 1991. 432 с.
 16. Р. Зигель, Дж. Хауэлл Теплообмен излучением. М.: Мир, 1975. 935 с.
 17. Х. Уонг Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров. Справочник. М.: Атомиздат, 1979. 212 с.
-

НЕКОТОРЫЕ ПУТИ РАЗВИТИЯ ДАТЧИКОВ И СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ, ЭНЕРГОУСТАНОВОК И ТЕХНОСИСТЕМ ВОЗДУШНОГО, АЭРОКОСМИЧЕСКОГО И КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

*В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹, В.П. Демиденко², Е.Н. Платонов¹,
Л.А. Обухова¹, С.Я. Коханова¹, А.А. Терентьев¹, М.Л. Яновская³*

*¹Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева – КАИ (КНИТУ-КАИ);*

²Михайловская военная артиллерийская академия (МБАА);

³Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) им. П.И. Баранова

В своих трудах К.Э. Циолковский прямо или косвенно указывал на необходимость обеспечения безопасности и жизнедеятельности человека внутри космического корабля, на необходимость обеспечения надёжности самих космических летательных аппаратов (КЛА), их двигателей и устройств.

В докладе проводится обоснование необходимости создания датчиков и систем контроля и управления тепловыми и другими процессами в двигателях, энергоустановках и техносистемах воздушного, аэрокосмического и космического применения [1].

В существующих двигателях (в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), ЖРД многоразового использования (ЖРДМИ), ЖРДМИ малой тяги (ЖРДМТМИ), в воздушно-реактивных двигателях (ВРД) и газотурбинных двигателях (ГТД)), в энергоустановках (ЭУ) и ЭУ многоразового использования (ЭУМИ) и техносистемах на жидких углеводородных горючих и охладителях возникают аномальные эффекты, которые очень слабо учитываются разработчиками и конструкторами или не учитываются вообще, из-за чего происходят аварийные ситуации, связанные с возникновением пожара и взрыва на борту [1, 2]. Эти вопросы становятся ещё более актуальными при проектировании, создании и эксплуатации авиационной, аэрокосмической и космической техники многоразового использования. Такие же вопросы предстоит комплексно решать и при промышленном освоении Луны как для транспортных космических систем, так и для техносистем на поверхности Луны.

В существующих системах контроля и управления двигателями и ЭУМИ различного базирования и применения весьма слабо учитываются позитивные и негативные особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям или не учитываются вообще.

К позитивным особенностям теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям можно отнести [1-3]:

- увеличение коэффициента теплоотдачи в 2-3 раза в зоне критических давлений из-за влияния теплофизических свойств;
- увеличение коэффициента теплоотдачи на 40% и циклический процесс удаления твёрдых углеродистых отложений из-за влияния термоакустических автоколебаний (ТААК) давления;

К негативным особенностям относятся:

- процесс образования в топливно-охлаждающих системах твёрдых углеродистых отложений;
- ухудшенный режим теплоотдачи из-за влияния процесса осадкообразования (с дальнейшим прогаром рубашки охлаждения, пожаром и взрывом двигателя или ЭУМИ, например, ЖРД, ЖРДМИ, ЖРДМТМИ и др.);
- нерасчётный струйный распыл форсунок ВРД или гибридных ЭУМИ из-за частичной закоксованности их выходных каналов с дальнейшим локальным перегревом и прогаром стенки жаровой трубы, с возникновением пожара и взрыва (для этого процесса достаточно частичной закоксованности лишь одной форсунки);
- частичная (или полная) потеря тяги из-за частичного (или полного) закоксовывания топливно-подающих и охлаждающих каналов, фильтров, форсунок с дальнейшим нарушением работы системы управления летательным аппаратом (ЛА) или космическим ЛА (КЛА);
- заклинивание деталей топливно-регулирующей аппаратуры ВРД и др. ЭУМИ с дальнейшими затруднениями в работе системы управления ЛА, с возможностью возникновения полной неуправляемости и разноса ВРД и др. ЭУМИ, с дальнейшей аварией всего ЛА;
- захолаживание и засорение топливно-охлаждающих каналов, фильтров, форсунок из-за откалывания твёрдых углеродистых осадков при влиянии ТААК давления с дальнейшей аварией ЛА, КЛА;
- локально-чередующийся перегрев топливно-охлаждающих каналов двигателей и ЭУМИ из-за влияния установившейся стоячей акустической волны при возникновении ТААК давления с дальнейшим прогаром стенки рубашки охлаждения ЖРД, ЖРДМИ, ЖРДМТМИ и др. ЭУМИ и взрывом всего ЛА, КЛА.

Необходимо осуществлять борьбу с этими негативными процессами уже на ранней стадии проектирования и создания двигателей и ЭУ, особенно многоразового использования, для различных ЛА, КЛА и техносистем.

Для глубокого исследования тепловых процессов была создана экспериментальная база и проведены комплексные экспериментальные исследования в условиях естественной и вынужденной конвекции жидких углеводородных горючих и охладителей.

На основе полученных результатов были разработаны новые методы и способы борьбы с негативными процессами, которые можно подразделить на существующие и перспективные, пассивные и активные, без применения электростатических полей и с их применением: для борьбы с осадкообразованием — на удаляющие осадок, уменьшающие осадок, ограничивающие осадок, предотвращающие осадок, на применение сменных резервных ответственных деталей (каналов, фильтров, распылителей форсунок и др.) в ручном, полуавтоматическом, автоматическом режимах; для борьбы с ТААК давления — присоединение к «горячему» каналу «холодного» канала, изменение какого-то хотя бы одного рабочего параметра, увеличение толщины канала в зоне локальных перегревов, применение электростатических полей внутри канала, создание наружной дополнительной рубашки охлаждения в зоне локальных перегревов с различными жидкими или газообразными охладителями без применения и с применением электростатических полей и др.

На основе результатов экспериментальных исследований были разработаны новые конструктивные схемы ЖРД, ЖРДМИ, ЖРДМТМИ, ВРД, каналов, фильтров, теплообменников, форсунок, и техносистем, в которых заложены новые способы борьбы с негативными процессами, включая новые датчики и способы контроля. Техносистемы представлены в виде новых конструктивных и запатентованных схем: ложных тепловых целей многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях с повышенной светимостью сопла; систем и устройств защиты ЛА, КЛА от лазерного оружия; систем и устройств экологической очистки орбиты от космического мусора; космической жидкостной и газовой артиллерии; космической робототехники; жидкостных (углеводородных) приборов замера и контроля степени и вида гравитации и микрогравитации; устройств (ЭУМИ) по перекачке газообразного метана; мобильных устройств по подогреву воды для обработки нефтяных скважин; устройств по термическому разогреву тяжёлых нефтей (конверсионных ЖРД, ВРД) при нефтедобыче и др.

Для различных выше перечисленных двигателей, энергоустановок и техносистем были разработаны и запатентованы новые датчики, способы и системы контроля, которые можно классифицировать как [1-4]:

- оптико-визуализационные (фотооптические, телеэндоскопические, внешнего осмотра);
- электромеханические (конусного типа, объёмного замера, пневмогидравлические, расходомерные);
- электронные (двух- и многоигловые (стационарные, подвижные), сетчатого типа (однослойные, двухслойные, многослойные), электростатические зонды);
- тепловые (термопарного типа (стационарные, подвижно-регулируемые, сканирующие), термопластины с эффектом «памяти формы» (стационарные, подвижно-регулируемые));
- непрерывного, периодического, комбинированного контроля.

Проектирование и создание датчиков и систем контроля особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям должно происходить параллельно с проектированием и созданием двигателя, ЭУ или какой-либо техносистемы одно- и многоразового использования.

На основе экспериментальных исследований была разработана методика учёта особенностей теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям при проектировании и создании датчиков и систем контроля негативных процессов, которая была раскрыта ранее в [1-4]

Впервые была создана конструктивная схема ЖРДМИ, где ведётся многогранная борьба с негативными явлениями, в том числе и при помощи датчиков контроля: за появлением ТААК давления, за процессом появления твёрдого осадка и его откалыванием, его накоплением в специальных ловушках со световыми датчиками контроля, его удалением из ЖРД или подачей в сопло для дожигания; за работой электростатических полей по уничтожению ТААК давления, по предотвращению осадкообразования, по интенсификации теплоотдачи. (Подробнее – см. патент на изобретение РФ №2287715. Бюлл. №32 от 20.11.2006 г. «Способ повышения надёжности ЖРД одно- и многоразового использования»).

Разработаны и запатентованы новые способы, датчики и системы контроля за ростом и удалением осадка, за ТААК давления, за электростатическими полями, за другими процессами в различных двигателях, ЭУ и техносистемах одно- и многоразового использования [2, 4]:

- патент на изобретение РФ №2194974. Бюлл. №35 от 20.12.2002 г. «Способ обнаружения процесса осадкообразования в энергетических установках на углеводородных горючих и охладителях»;

- патент на изобретение РФ №2289078. Бюлл. №34 от 10.12.2006 г. «Способ интенсификации теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в наземных и космических энергетических установках многоразового использования»;

- патент на изобретение РФ №2215671. Бюлл. №31 от 10.11.2003 г. «Способ оценки и поддержания надёжности энергетических установок многоразового использования на углеводородных горючих и охладителях»;

- патент на изобретение РФ №2213291. Бюлл. №27 от 27.09.2003 г. «Устройство по обнаружению и замеру твёрдых углеродистых отложений в энергетических установках одно- и многоразового использования»;

- патент на изобретение РФ №2212364. Бюлл. №26 от 20.09.2003 г. «Способ защиты аэрокосмических систем от лазерного оружия»;

- патент на изобретение РФ №2228456. Бюлл. 313 от 10.05.2004 г. «Способ и устройство повышения светимости сопла ложных тепловых целей одно- и многоразового использования на жидких углеводородных горючих»;

- патент на изобретение РФ №2482413. Бюлл. №14 от 20.05.2013 г. «Способ предотвращения образования и роста углеродистых отложений на стенках теплообменных каналов»;

- патент на изобретение РФ №2504843 от 20.01.2014 г. «Способ определения конфигурации распространения силовых линий электростатических полей в жидких углеводородных средах»;

- патент на изобретение РФ №2388966. Бюлл. №13 от 10.05.2010 г. «Форсунка»;

- патент на изобретение РФ №2447362. Бюлл. №10 от 10.04.2012 г. «Форсунка»;

- патент на изобретение РФ №2452896. Бюлл. №16 от 10.06.2012 г. «Головка кольцевой камеры сгорания газотурбинного двигателя»;

- патент на изобретение РФ №2504676. Бюлл. №2 от 20.01.2014 г. «Способ определения ресурса реактивного двигателя».

Разработанные и запатентованные новые конструктивные схемы датчиков, способов и систем контроля позволяют в земных, воздушных и космических условиях для ЛА, КЛА и техносистем:

- вести контроль за осадкообразованием, его ростом, результатами удаления, ограничения и предотвращения без применения электростатических полей, с их применением, гибридно – в ручном, полуавтоматическом и автоматическом режимах;

- вести контроль искусственного роста осадка и его дожигания в сопле ложной тепловой цели многоразового использования;

- вести контроль температуры жидкого углеводородного горючего, включения в работу электростатических полей в системе защиты ЛА, КЛА от лазерного оружия;

- вести контроль работы электростатических полей в выносной тросовой артиллерийской платформе (ВТАП) жидкостной (газовой) космической артиллерии: для обеспечения электровзрыва при выстреле; для обеспечения борьбы с негативными процессами в двигателях; для охлаждения стволов и двигателей; для работы приборов замера вида и степени гравитации при выстреле и возвращении ВТАП в исходное положение и др.

- вести контроль работы систем утилизации тепловой, механической и термодинамической энергии при функционировании различных техносистем и превращения её в электрическую;

- выводить в постоянном режиме (при работающих или отключённых двигателях и ЭУ в наземных, воздушных и космических условиях) оперативные данные:

- а) о степени закоксованности топливно-охлаждающих каналов, фильтров, форсунок;

- б) о времени возможной безаварийной работы двигателей и ЭУ;

- в) о результатах борьбы с негативными процессами, включая результаты замены закоксованных деталей на резервные, – в бортовой и наземный компьютер, на пульт управления лётчика, космонавта и наземного оператора;

- вести оперативную оценку тяговых возможностей двигателей и ЭУ из-за осадкообразования, производить оптимальную группировку двигателей и ЭУ с целью создания необходимого и достаточного импульса тяги и времени работы при маневрировании ЛА, КЛА на орбите (при стыковочных / расстыковочных работах, при необходимости повышения орбиты, при уходе от космического мусора, лазерного прицеливания и боевых ударов, при работе космической артиллерии и др.);

- обеспечивать экстенсивное и надёжное управление ЛА, КЛА в сложных условиях влияния негативных процессов в двигателях и ЭУ;

- осуществлять экономию бортового горючего и окислителя, а также ресурса двигателей и ЭУ ЛА, КЛА, что очень важно, особенно в космических условиях;

- проектировать и создавать новые эргономичные пульта управления и контроля для ЛА, КЛА и наземных служб сопровождения полётами, для техносистем, для обеспечения тренажёрной базы.

Результаты экспериментальных исследований, новые методики проектирования и расчёта систем контроля и управления, патенты на

изобретения использовались при создании отечественных двигателей, ЭУ и техносистем одно- и многоразового использования различного назначения и базирования, в учебном процессе ряда авиационных, аэрокосмических и технических вузов РТ и РФ [2, 4].

Применение данного материала будет способствовать созданию новой отечественной техники и вооружения повышенных характеристик, воспитанию студентов, молодых учёных, инженеров, конструкторов и изобретателей с более высоким уровнем знаний, необходимых для внедрения прорывных технологий в перспективную науку и технику [1-6].

Л и т е р а т у р а

1. *Алтунин В.А.* Методика создания систем контроля аномальных процессов в аэрокосмических энергоустановках многоразового использования на углеводородных горючих и охладителях // Тр. 36 чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 18-20 сентября 2001 г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во «Унипресс», 2002. С. 91-103.
2. *Алтунин В.А.* Методика учёта особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям при создании систем контроля и управления энергоустановок и техносистем наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования // Тр. 44 чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 15-17 сентября 2009 г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во «Унипресс», 2010. С. 60-73.
3. *Алтунин В.А., Демиденко В.П., Платонов Е.Н., Обухова Л.А., Яновская М.Л.* Разработка систем контроля и управления космических летательных аппаратов с жидкими углеводородными горючими и охладителями // Тр. 37 Академических чтений по космонавтике. Сек. № 17: «Системы управления космических аппаратов и комплексов». РАН. РАКЦ. М: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2013. С. 535-536.
4. *Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Обухова Л.А., Платонов Е.Н., Яновская М.Л.* О необходимости учёта особенностей тепловых процессов в энергоустановках многоразового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях при создании систем контроля и управления авиационной, аэрокосмической и космической техники // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева, 2013. № 3. С. 20-35.

5. *Алтунин К.В.* Разработка критериев подобия электроконвекции в углеводородных средах // Известия вузов. Проблемы энергетики. 2012. № 1-2. С. 168-170.
 6. *Алтунин К.В., Демиденко В.П., Коханова С.Я., Яновская М.Л.* О необходимости учёта особенностей тепловых процессов при создании систем контроля и управления перспективных двигателей и энергоустановок наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения // Матер. докл. 8 Международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики». (АНТЭ-2015). Казань: Изд-во «Бриг», 2015. С. 562-567.
-

ИЗГОТОВЛЕНИЕ КОМПОЗИТНОЙ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ МЕТОДОМ 3D ПРОТОТИПИРОВАНИЯ

Б.Е. Байгалиев, А.Г. Тумаков, Е.А. Тумаков, А.И. Ибрагимов

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева (КАИ)*

В работе рассмотрено изготовление модели композитной сопловой лопатки методом 3D прототипирования. Для изготовления реальной лопатки необходимо отработать технологию и методику её изготовления на моделях. В качестве моделей представлена вся композитная лопатка, арматура лопатки из металла и теплозащита. На первом этапе модели изготавливаются из полимерных материалов.

В настоящее время в ракетно-космической отрасли для изготовления лопаток газотурбинных двигателей (ГТД) применяют методы 3D прототипирования. Изготовление изделий методами 3D прототипирования осуществляется одним экструдером, при этом рабочим материалом является один металлический порошок. Лопатки могут изготавливаться из нержавеющей стали, титана, вольфрама. Структура лопаток представляет собой проницаемый спечённый порошок.

При изготовлении композитных лопаток, состоящих из металлического каркаса и теплозащитного покрытия возникают технологические проблемы. Суть этих проблем заключается в том, что используются два материала с различными теплофизическими свойствами. В нашем случае температура спекания армирующих элементов из порошков высоколегированных сталей отличается от температуры спекания оксида циркония, используемого в качестве теплозащиты.

Для решения этих проблем изготовили модели элементов сопловой композитной лопатки (рис. 1). Одним из элементов является арматура каркаса, состоящая из металла, другим элементом является теплозащитное покрытие, предохраняющее эту арматуру от высокотемпературных потоков продуктов сгорания. На данном этапе модели изготавливались из полимерных материалов. Изготовление этих моделей позволило осуществить отладку математического обеспечения процесса изготовления реальных лопаток и их работы в ГТД.

Математическое обеспечение анализа работы включало в себя определение температурного состояния металлической арматуры и поверхности композитных сопловых лопаток из оксида циркония, давления во всех элементах данной лопатки и распределения векторов скоростей продуктов сгорания и охлаждающего воздуха [1]. В результате

расчётов было выявлено, что предложенная конструкция охлаждаемой лопатки позволяет реализовать рабочую полную температуру наружной поверхности лопатки не менее 1800°K при полной температуре набегающего потока 2300°K и максимальной температуре армирующих элементов не более 650°K . Ввиду того, что армирующие элементы имеют коэффициент теплопроводности значительно больше, чем оксид циркония, температурное состояние лопатки остается равномерным и постоянным. Кроме того, вследствие повышения стойкости к разрушению при циклических температурных нагружениях за счёт обеспечения равномерного поля температур в теле лопатки (перепад температур имеет место в толщине порядка 1,5 мм) повышается ресурс лопатки.

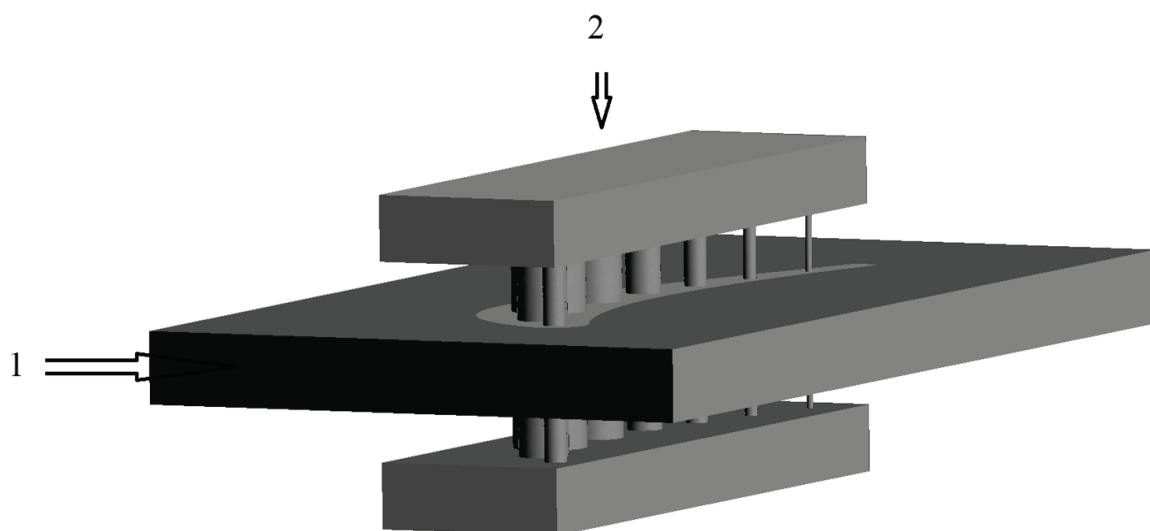


Рис. 1. Общий вид расчётной модели
(1 – вход набегающего потока,
2 – вход охлаждающего воздуха)

Для возможности работы при высоких температурах продуктов сгорания используются различные методы охлаждения сопловых лопаток. Широко используется заградительное воздушное охлаждение, которое осуществляется вдувом относительно холодного воздуха на наружную поверхность профиля лопатки через проницаемый (пористый) материал [2]. Сущность «пористого охлаждения» заключается в том, что струи охладителя на выходе из пор сливаются и образуют пограничный слой, существенно уменьшая тем самым конвективный теплообмен между газом и поверхностью профиля. На рис. 2 показано распределение полной

температуры в средней плоскости набегающего потока и охлаждающего воздуха.

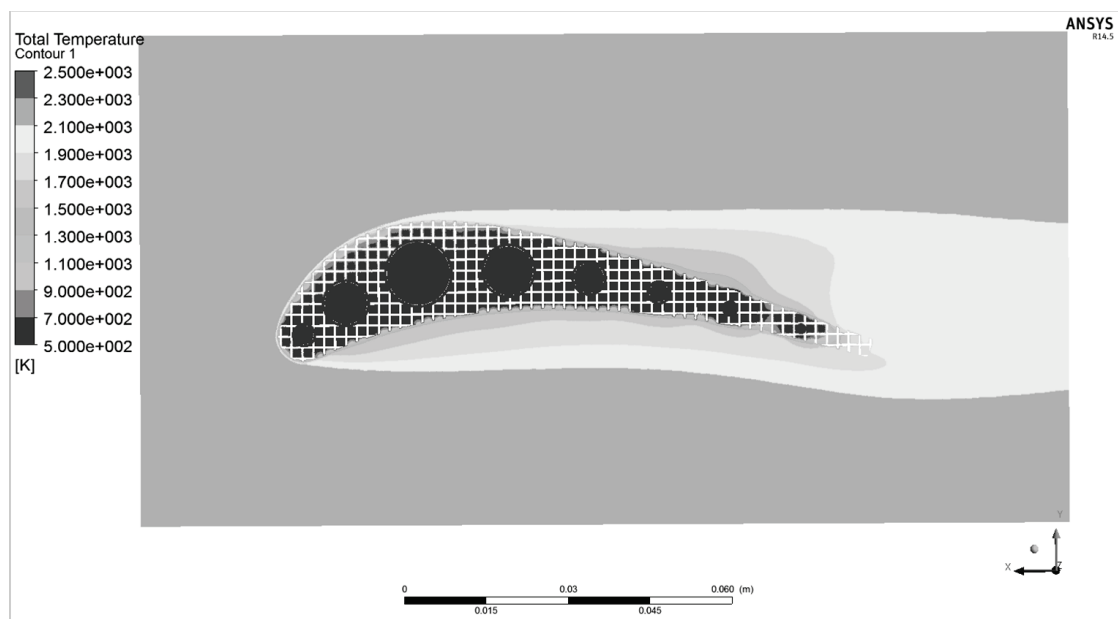


Рис. 2. Полная температура в средней плоскости набегающего потока и охлаждающего воздуха

При изготовлении реальных лопаток большое значение имеет изготовление моделей лопаток. Композитная лопатка состоит из металлического каркаса и теплозащиты. Изготовление изделий методами 3D прототипирования осуществляется одним экструдером. Композитная лопатка состоит из двух материалов. Поэтому возникает необходимость обеспечить экструдирование и спекание сразу двух компонентов: металлического и керамического порошков.

В современном мире всё более широкое распространение получает технология производства моделей методом 3D прототипирования. Определённый прогресс, в большей степени на стадии проектирования и первых опытных образцов, достигнут шанхайской компанией Shanghai Win Sun Decoration Design Engineering Co (Китай), лабораторией Sabin Design при Корнельском университете в Нидерландах, группой учёных из Южно-Калифорнийского университета (США) — проект под названием Contour Crafting. Предметом наших исследований является способ подготовки компонентов для производства моделей методом 3D прототипирования.

Л и т е р а т у р а

1. *Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г., Кравцов А.В.* Охлаждаемая лопатка // Патент на изобретение РФ №2502875. Опубликовано 27.12.2013. Бюл.№ 36 (Основной автор – Байгалиев Б.Е.)
 2. *Байгалиев Б.Е.* Температурное состояние пористой пластины с учётом вязкостной диссипации // Пятая Российская национальная конференция по теплообмену (РНКТ – 5). М.: Изд-во МГЭУ, 2010. Т. 7. С. 45-48.
-

СОПЛОВАЯ ЛОПАТКА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН ГТД

Б.Е. Байгалиев, А.Г. Тумаков, Е.А. Тумаков, А.И. Ибрагимов

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева (КАИ)*

Представлена конструкция композитной охлаждаемой лопатки. Лопатку предлагается изготавливать из пористого высокотемпературного керамического материала с низкой теплопроводностью (например, ZrO_2), армированного проволочной периодической структурой кубической формы из материала с высокой теплопроводностью и прочностью (например, сталью). Представлены результаты расчётов, показывающие возможность работы данной лопатки при полной температуре наружной поверхности не менее $1800^\circ K$, при полной температуре набегающего потока $2300^\circ K$.

В современных охлаждаемых лопатках высокотемпературных газовых турбин широко используется заградительное воздушное охлаждение, которое осуществляется вдувом относительно холодного воздуха на наружную поверхность профиля лопатки через проницаемый (пористый) материал. Сущность «пористого охлаждения» заключается в том, что струи охладителя на выходе из пор сливаются и образуют пограничный слой, существенно уменьшая тем самым конвективный теплообмен между газом и поверхностью профиля.

Широко известны конструкции охлаждаемых лопаток, в которых охлаждение лопатки осуществляется воздухом, продуваемым через внутренние полости, обеспечивая работоспособность тела лопатки при высоких температурах ($1000...1200^\circ C$). Изменения температуры тела лопатки в различных её точках имеют циклический характер, связанный с циклической работой газотурбинного двигателя (ГТД). Существующая большая неравномерность температурного поля как по толщине, где температура составляет $900...1040^\circ C$ на наружной поверхности и $550...750^\circ C$ на поверхности внутренней полости, так и по профилю пера лопатки, где температура достигает $1000...1040^\circ C$ на входной кромке и $850...950^\circ C$ на середине профиля, приводит к появлению больших циклических знакопеременных напряжений. Возникновение термических напряжений обусловлено неравномерным расширением материала детали при её неравномерном нагреве, когда более нагретые участки, расширяясь, оказываются стесненными более холодными участками [1]. Уровень напряжений в некоторых частях лопатки, например на кромках, превышает

предел упругости. В результате материал получает значительные знакопеременные деформации, приводящие к быстрому, за 500-5000 циклов, разрушению лопатки.

Предлагается конструкция лопатки с температурой тела лопатки до 1800...2000°C, получаемая путём создания однородной пористости в объёме лопатки с возможностью её изменения по заранее заданному закону, а также повышения стойкости к трещинообразованию в элементах лопатки и увеличения, таким образом, её термоциклического ресурса [1]. Лопатка изготовлена из пористого высокотемпературного керамического материала с низкой теплопроводностью (например, ZrO_2), армированного проволоочной периодической структурой кубической формы из материала с высокой теплопроводностью и прочностью (например, сталью). Для изготовления лопатки может быть применена технология послойного лазерного спекания, SelectiveLaserSintering — лазерное спекание порошковых материалов (SLS).

Изготовление охлаждаемой лопатки (рис. 1) полностью из пористого высокотемпературного материала с низкой теплопроводностью способствует достижению высоких рабочих температур наружной поверхности лопатки (1800-2000°K). Кроме того, выполнение лопатки полностью из пористого материала, армированного проволоочной периодической структурой, повышает стойкость к трещинообразованию в элементах лопатки за счёт равномерного поля температур, что приводит к увеличению её ресурса.

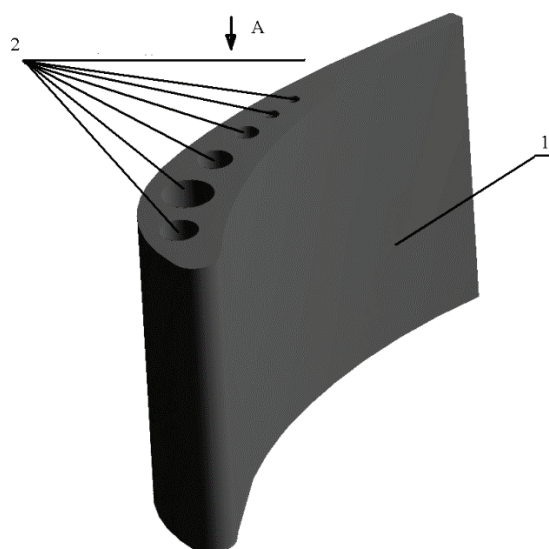


Рис. 1. Охлаждаемая лопатка

В охлаждаемой лопатке 1 выполнены полости 2 для подвода охлаждающей среды (рис. 1). Армирующая проволоочная периодическая структура кубической формы из материала с высокой теплопроводностью и прочностью служит для создания равномерного температурного поля в теле лопатки. Лопатки располагают между верхней 3 и нижней 4 частями элемента соплового лопаточного аппарата, над отверстиями 5 и 6 соответственно, служащими для прохода охлаждающей среды (рис. 2).

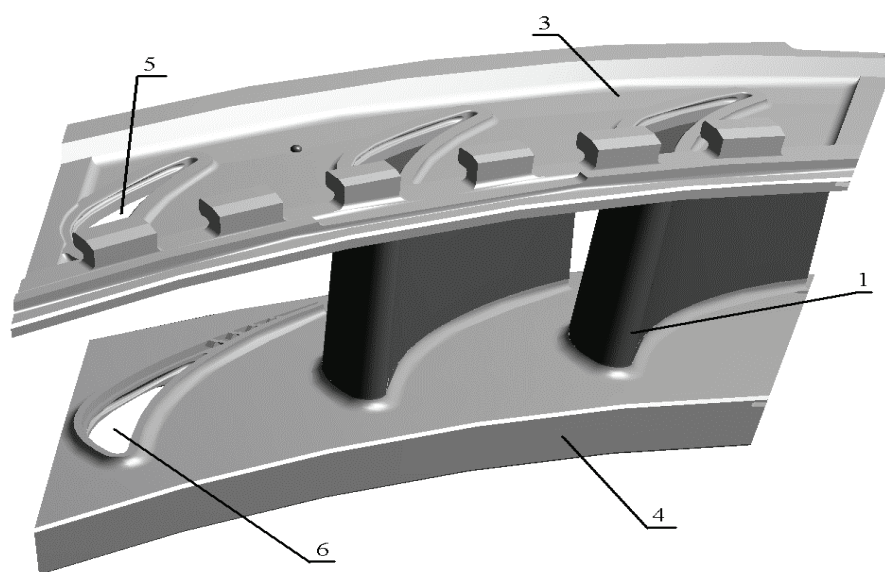


Рис. 2. Сопловой аппарат

Охлаждающая среда (воздух) через каналы в нижней части элемента соплового лопаточного аппарата 4 подаётся во внутренние полости 2 лопатки 1. Затем охлаждающая среда через поры пористого материала, из которого изготовлено тело лопатки 1, выходит на её наружную поверхность, омываемую высокотемпературными продуктами сгорания газовой турбины [2]. За счёт однородной пористости тела лопатки 1 и наличия армирующей проволоочной периодической структуры кубической формы (рис. 3) из материала с высокой теплопроводностью и прочностью обеспечивается интенсивный равномерный теплоотвод по всей внешней её поверхности, а также в её теле и исключается образование трещин в элементах лопатки, что увеличивает её ресурс.

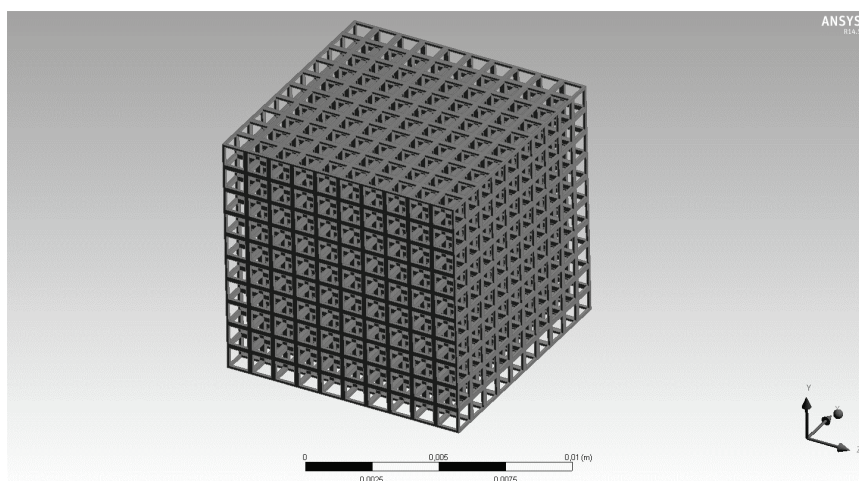


Рис. 3. Армирующая вставка

С целью оценки эффективности армирующей проволоочной периодической структуры кубической формы из материала с высокой теплопроводностью и прочностью, размещённой в теле из высокотемпературного пористого керамического материала с низкой теплопроводностью на рис. 4–6 представлены результаты сравнительных расчётов, выполненных программой AnsysCFX (версия 14.5) для моделей, имеющих пористые вставки с и без армирующей проволоочной периодической структуры кубической формы. В качестве высокотемпературного пористого керамического материала предполагалась ZrO_2 , имеющая температуру плавления $2400^\circ C$, а в качестве материала с высокой теплопроводностью и прочностью — сталь типа 12ХН10Т. Температура набегающего потока (в качестве которого был взят воздух) в этих двух случаях принималась равной $2000^\circ C$ при скорости на входе в модель 300 м/с (типичной величине в сопловом аппарате турбины). Объёмная пористость керамического материала задавалась равной 0,2 полученной из сферических частиц ZrO_2 диаметром 0,2 мм. Армирующие элементы, представляющие проволоочную периодическую кубическую структуру со стороной 1 мм, были выполнены из проволоки квадратного сечения со стороной 0,2 мм. С целью исключения непосредственного контакта проволоочных переплетений с набегающим высокотемпературным потоком граничные элементы периодической структуры срезаны на величину 0,5 её шага, т.е. в этом случае граничные элементы состояли наполовину из проволоочных переплетений, другая половина состояла только из керамического материала. В качестве охлаждающей среды принят воздух с плотностью расхода, равной $4,23 \text{ кг/с}\cdot\text{м}^2$ (типичная величина для пористого охлаждения) и температурой на входе $300^\circ C$.

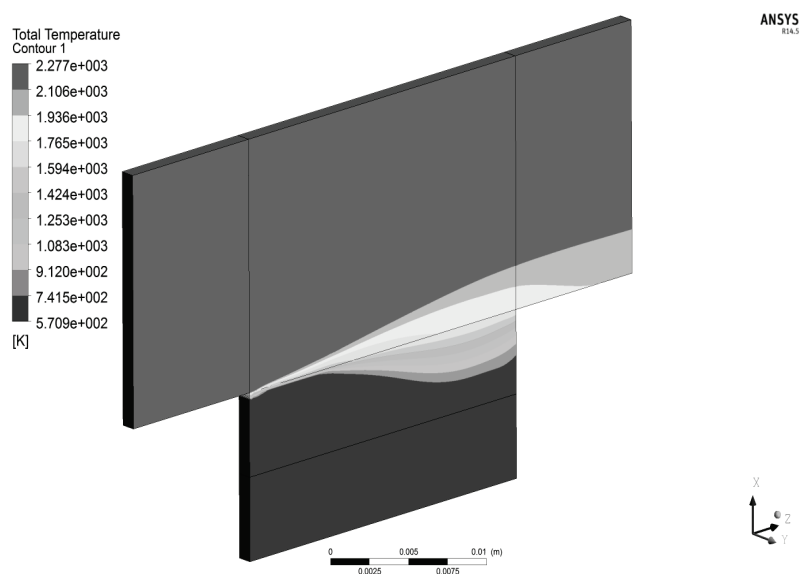


Рис. 4. Температурное поле лопатки без армирующих проволочных переплетений

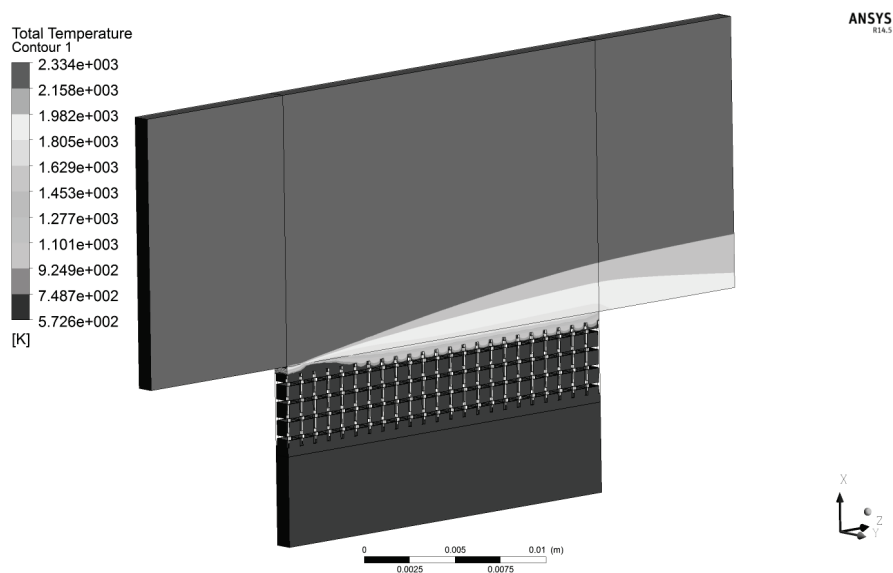


Рис. 5. Температурное поле лопатки с армирующими проволочными переплетениями

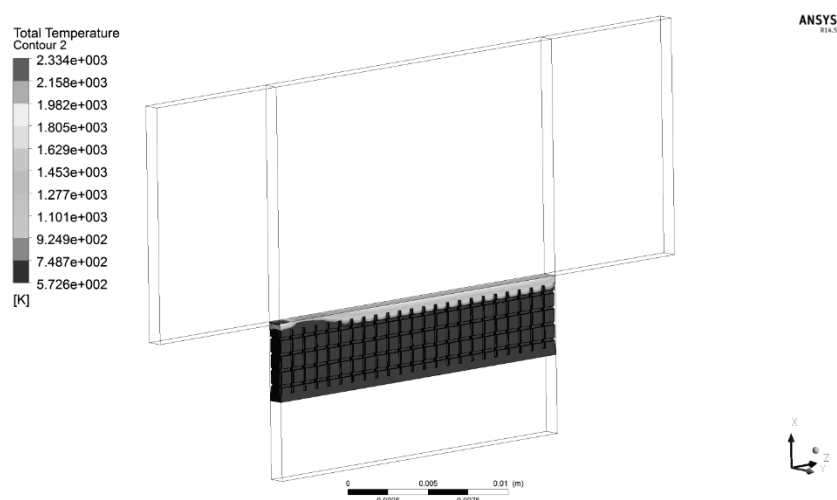


Рис. 6. Поле температур в пористой вставке с армирующими элементами

Из представленных на рис. 4, 5 распределения полных температур на поверхностях пористых вставок, контактирующих с высокотемпературным набегающим потоком, максимальное значение составляет 1740-1790°K. Применение армирующих элементов из проволочных переплетений обеспечивает более равномерное поле температур, т.е. уменьшается толщина материала, в котором температурные градиенты значительны, и для рассчитанного случая она составляет величину порядка 1,5 мм при перепаде температур от 600 до 1800°K. При этом следует отметить, что максимальная температура армирующих проволочных переплетений не превышает 650°K.

Таким образом, предложенная конструкция охлаждаемой лопатки позволяет реализовать рабочую полную температуру наружной поверхности лопатки не менее 1800°K при полной температуре набегающего потока 2300°K и максимальной температуре армирующих проволочных элементов из материала (стали) с высокой теплопроводностью и прочностью не более 650°K. Кроме того, вследствие повышения стойкости к разрушению при циклических температурных нагружениях, за счёт обеспечения равномерного поля температур в теле лопатки (перепад температур имеет место в толщине порядка 1,5 мм) повышается ресурс лопатки.

Л и т е р а т у р а

1. *Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г., Кравцов А.В.* Охлаждаемая лопатка // Патент на изобретение РФ №2502875. Опубликовано 27.12.2013. Бюл.№ 36 (Основной автор – Байгалиев Б.Е.)
 2. *Байгалиев Б.Е.* Температурное состояние пористой пластины с учётом вязкостной диссипации // Пятая Российская национальная конференция по теплообмену (РНКТ – 5). М.: Изд-во МГЭУ, 2010. Т. 7. С. 45-48.
-

ИЗБЫТОЧНОСТЬ ХАРАКТЕРИСТИК И СОВЕРШЕНСТВО ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

С.Е. Пугаченко, С.Б. Киселёв, И.В. Мельников

КБ «Салют» ГКНПЦ им М.В. Хруничева

Космические аппараты (КА) работают в суровых условиях орбитального полёта и поверхности небесных тел. Актуальным является совершенствование КА, характеристики которых ограничены выводимой на орбиту массой, условиями удалённости от центров управления, невозможностью всеобъемлющего технического обслуживания и ремонта.

Огромный опыт обеспечения длительного космического полёта приобретён в результате работ по программам «Салют» и «Мир». Гарантийный срок службы модулей этих станций на орбите не превышал 3 лет [1]. Полёты станций «Салют-6» — около 5 лет, «Салют-7» — около 9 лет и «Мир» — 15 лет (рис. 1) явились своеобразным космическим экспериментом по отработке конструкции в условиях воздействия факторов космического пространства. Были выявлены наиболее уязвимые элементы конструкции, критичные решения конструкции и бортовых систем и ключевые мероприятия технического обслуживания и ремонта.

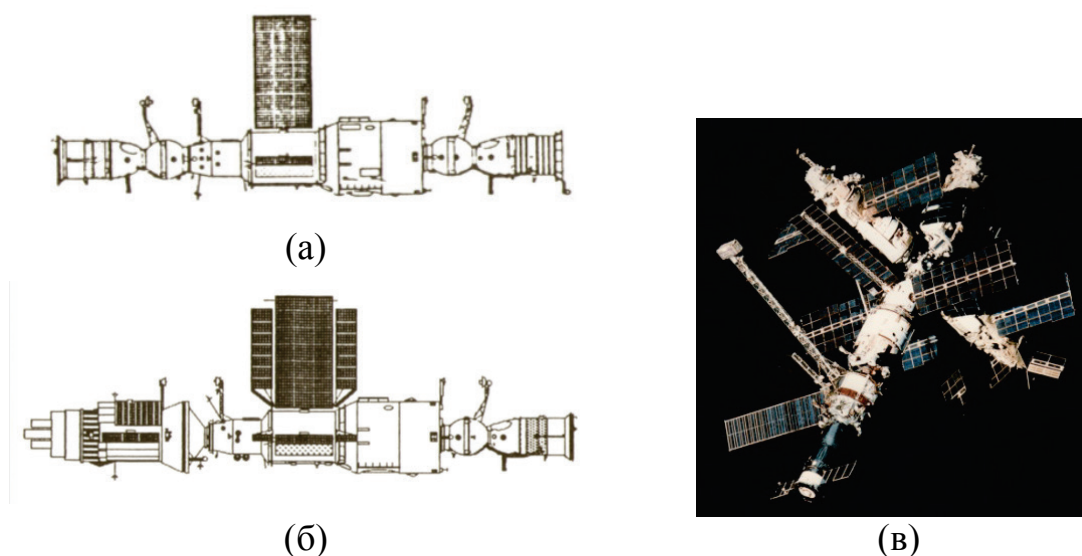


Рис. 1. Советские орбитальные станции, совершившие длительный космический полёт: (а) «Салют-6», (б) «Салют-7», (в) «Мир»

Наибольшие проблемы отмечены в части обеспечения температурно-влажностного режима в обитаемых отсеках. Парирование произошедших отказов в оборудовании, которое изначально не являлось обслуживаемым

или заменяемым, потребовало значительных затрат времени экипажа и подготовительных работ на Земле.

В 1980 г. на станции «Салют-6» произошёл отказ насосных агрегатов внутренних контуров обогрева. Для устранения отказа была разработана методика замены насосных агрегатов с использованием специальных инструментов и технологической оснастки. Впервые на орбите был расстыкован заправленный теплоносителем контур обогрева без пролива рабочего тела.

В 1984 г. на станции «Салют-7» были проведены работы по восстановлению герметичности контура охлаждения. Была разработана методика поиска течи теплоносителя и применены специальные технологические средства для ликвидации течи. Впервые был осуществлён слив теплоносителя из повреждённого контура в условиях невесомости на орбите.

В 1993 г. на модуле «Квант» станции «Мир» отказал кран-регулятор наружного контура охлаждения. Были объединены внутренние контуры СОТР модуля «Квант» и базового блока с помощью специально изготовленных магистралей. Это позволило отводить тепло из одного модуля через наружный контур другого, восстановить нормальный тепловой режим и обеспечить работу систем «Электрон» и «Воздух».

В том же 1993 г. в модуле «Квант-2» произошёл отказ насосов внутреннего гидравлического контура из-за насыщенности теплоносителя воздухом. Была проведена перезаправка теплоносителя по специальной, отработанной в наземных условиях, методике. Нормальный тепловой режим в модуле был восстановлен.

В 1995 и 1996 гг. в модуле «Квант-2» отмечена потеря герметичности внутреннего контура из-за трещины в трубопроводе. Для устранения протечек была разработана и применена методика заделки трещин с помощью специально подобранного герметика.

В 1997 году произошло разрушение трубопровода СОТР в модуле «Квант», в результате чего возникла утечка теплоносителя в атмосферу станции. Экипажем экспедиции 23 был произведён ремонт с помощью резиновых жгутов с хомутами (рис. 2).

На станции «Салют-7» обнаружена коррозия металла оболочки герметичного корпуса в зоне расположения ассенизационного устройства. В апреле 1984 г. космонавтами был проведен ремонт оболочки на орбите по оперативно подготовленной методике.

Среди последствий произошедших отказов и нарушений температурно-влажностных режимов были отклонения состава атмосферы

станции, скопление влаги в труднодоступных пристенных зонах, рост микробиологических образований в приборной зоне.

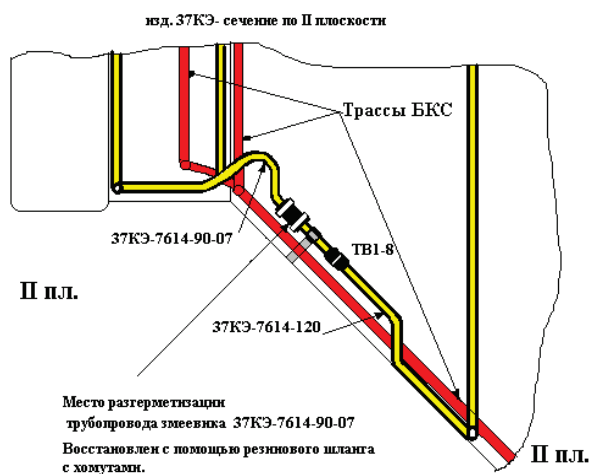


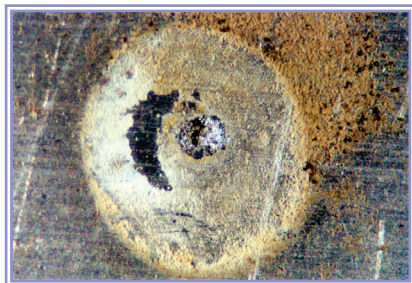
Рис.2. Схема отремонтированного трубопровода СОТР в модуле «Квант» орбитальной станции «Мир»

Начиная с 1996 г. экипаж станции «Мир» отмечал наличие влаги, скопление плесени и грибковые образования на поверхностях элементов конструкции и оборудования внутри приборной зоны. В качестве меры борьбы проводилась протирка и очистка поверхностей от следов плесени и грибковых образований салфетками с фунгицидом. Влага и грибковые образования находились в застойных зонах. После очистки экипаж подключал вентилятор и производил осушку поражённых зон.

Появление избыточной влаги и микробиологических образований (рис. 3) могло вызвать коррозию герметичной оболочки, замыкания в электрических цепях и, в совокупности, представляло серьёзную опасность для продолжения полёта станции [2].



(а)



(б)



(в)

Рис. 3. Микробиологические образования: (а), (б) на поверхностях алюминиевых деталей, (в) на электрических соединителях приборов

При создании ФГБ «Заря» были приняты меры, позволившие существенно улучшить условия пребывания экипажа и работы оборудования внутри модуля. Данные о произошедших износных отказах и некоторых других результатах полётов российских орбитальных станций сведены в табл. 1.

Таблица 1

Некоторые результаты эксплуатации орбитальных комплексов «Салют» и «Мир»

№ п/п	Критичный элемент конструкции	Станция, год	Описание отказа	Мероприятия по парированию/предупреждению отказа	
				Оперативные	Перспективные
1	Внутренний гидроконтур обогрева	«Салют-6», 1980г.	Отказ насосов	Замена насосов по специально разработанной методике	Разработка сменной панели насосов и методики замены
2	Внутренний гидроконтур охлаждения	«Салют-7», 1984г.	Потеря герметичности трубопровода	Поиск течи, слив теплоносителя и восстановление герметичности по оперативно разработанной методике	Совершенствование конструкции трубопроводов, применение защитных покрытий
3	Герметичный корпус	«Салют-7», 1984г.	Коррозия оболочки из-за нарушения условий эксплуатации	Ремонт оболочки путем установки с помощью клея, накладки из металла и прорезиненной ткани по оперативно разработанной методике	Применение специальных защитных покрытий оболочки. Периодический осмотр экипажем корпуса для оценки его состояния
4	Внутренний гидроконтур охлаждения	«Мир», модуль «Квант», 1993г.	Отказ крана-регулятора	Объединение внутренних гидроконтуров СОТР модуля «Квант» и базового блока с помощью специально изготовленных трубопроводов-вставок	Разработка внешней сменной панели регуляторов и методики замены регуляторов при ВнеКД
5	Внутренний гидроконтур охлаждения	«Мир», модуль «Квант-2», 1993г.	Отказ насоса из-за насыщенности теплоносителя воздухом	Перезаправка теплоносителя по оперативно разработанной методике	Контроль качества теплоносителя, совершенствование конструкции гидроконтуров для обеспечения герметичности
6	Внутренний гидроконтур охлаждения	«Мир», «Квант-2», 1995-96гг.	Потеря герметичности трубопровода	Заделка трещин с помощью специально подобранного герметика по оперативно разработанной методике	Совершенствование конструкции трубопроводов
7	Герметичный корпус, бортовая кабельная сеть	«Мир», с 1996г.	Скопление влаги, появление м/б образований	Протирка и очистка поверхностей от следов плесени и грибковых образований салфетками с фунгицидом, осушка вентилятором	Обеспечение невыпадения влаги путём поддержания температуры корпуса выше точки росы. Периодический осмотр и отбор проб. Обработка поверхностей фунгицидом
8	Внутренний гидроконтур обогрева	«Мир», модуль «Квант», 1997г.	Потеря герметичности трубопровода из-за коррозии	Восстановление герметичности трубопроводов по оперативно разработанной методике	Совершенствование конструкции трубопроводов, применение защитных покрытий

Анализ этих данных показывает, что при изначальном ресурсе станций в 3 года полёт продолжался значительно более длительное время. Например, орбитальная станция «Мир» совершила полёт в течение 15 лет и в итоге совершила управляемый спуск в атмосфере. В то же время необходимо отметить, что первые критические отказы в незаменимом оборудовании СОТР были отмечены через 6...7 лет после начала эксплуатации на орбите. Без технического ремонта и обслуживания элементов конструкции СОТР, изначально для этого не приспособленных, длительность в 15 лет была бы невозможна. Избыточность по срокам функционирования СОТР составила около 2. Для остальных незаменимых критичных элементов конструкции и оборудования бортовых систем начальный ресурс превышен в 5 раз. Обобщённый перечень критичных незаменимых элементов долговременной орбитальной станции приведен в табл. 2.

Таблица 2

**Критичные незаменимые элементы
долговременной орбитальной станции**

№ п/п	Элементы конструкции	Материалы
1	<ul style="list-style-type: none"> Герметичные корпуса обитаемых отсеков Герметичные корпуса стыковочных агрегатов Встроенные приводы ориентации солнечных батарей Иллюминаторы 	Металлические сплавы
		Уплотнительные резино- и пластмассотехнические материалы
		Электроизоляционные материалы
2	<ul style="list-style-type: none"> Двигательная установка (ДУ) Система обеспечения тепловых режимов (СОТР) Система обеспечения газового состава (СОГС) 	Металлические сплавы
		Уплотнительные резино- и пластмассотехнические материалы
		Терморегулирующие покрытия
		Заправляемые жидкости (теплоноситель СОТР, топливо ДУ)
3	<ul style="list-style-type: none"> Защитные экраны Элементы крепления Средства фиксации Рамы солнечных батарей 	Композиционные материалы, металлические сплавы
		Клеи
4	Бортовая кабельная сеть	Электроизоляционные материалы

На основе опыта российских орбитальных станций были разработаны мероприятия, реализация которых позволила увеличить сроки работы конструкции в космосе. Обоснование и подтверждение 15-летнего срока эксплуатации ФГБ «Заря» на орбите осуществлялось в рамках «Комплексной программы экспериментальной отработки», включавшей подтверждение усталостной прочности, работоспособности и герметичности корпуса, топливных емкостей, гидравлических и газовых коммуникаций, шаробаллонов высокого давления [1]. Кроме этого был принят специальный «Комплексный план работ по обеспечению сроков службы ФГБ», который осуществлялся в следующих направлениях:

- исследования свойств материалов;
- ресурсные испытания агрегатов пневмогидравлических систем.

В реализации плана активное участие принимали Э.Т. Радченко, А.Г. Дробышев, Е.С. Кулага, В.П. Молочев, В.М. Мамонов, Н.Г. Александров, О.Д. Никитин, И.Г. Оленин, Л.А. Главацкий, Е.И. Постоюк, А.Г. Бахтин, А.И. Мощенко, А.А. Меркелов, А.Е. Мартынов и другие.

С целью анализа и периодической проверки стойкости материалов к воздействию факторов космического пространства был предусмотрен эксперимент «Компласт» с экспонированием на наружной поверхности образцов материалов и элементов конструкций ФГБ.

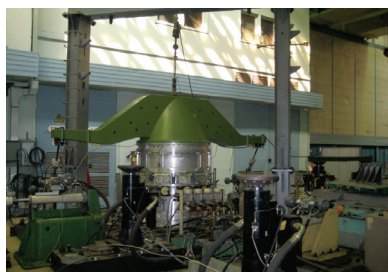
Полёт ФГБ «Заря» после старта с Байконура в 1998 г. подтвердил выполнение высоких требований к сроку службы. За прошедший период не отмечено ни одного замечания к незаменяемым элементам конструкции.

В связи с намерением стран-партнёров по проекту Международной космической станции продолжить сотрудничество в рамках проекта после 2013 г., были начаты работы по продлению срока службы ФГБ «Заря». К настоящему времени проведены испытания критичных частей: герметичного корпуса, корпусов стыковочных агрегатов, критичных элементов пневмогидравлических систем, материалов и теплоносителя (рис. 4). Был проведён лабораторный анализ образцов эксперимента «Компласт» и теплоносителя СОТР из сменной панели насосов, возвращенных с орбиты. Испытания проводились в период с 2009 г. по 2014 г. [3–5]. Лишь испытания ДУ показали, что при попадании компонентов топлива в газовые полости ПГС ДУ происходит отказ датчиков измерения количества топлива в баках. Однако вероятность такого события признана чрезвычайно малой. В результате сделан вывод о возможности полёта ФГБ до 2028 г. при заданных условиях эксплуатации.

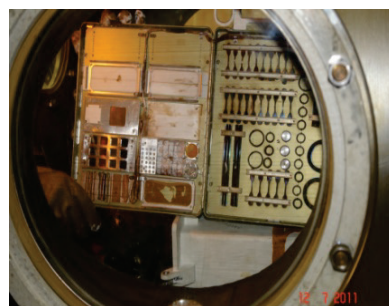
Таким образом, по крайней мере, в той части конструкции и бортовых систем, которые были подвергнуты анализу и испытаниям, начальный срок службы может быть превышен в два раза.



(а)



(б)



(в)



(г)



(д)



(е)

Рис. 4. Испытания ФГБ с целью продления срока службы:

- (а) испытания герметичного корпуса на усталостную прочность;
- (б) испытания корпуса стыковочного агрегата;
- (в) осмотр возвращённых образцов «Компласт» в лаборатории;
- (г) испытания компрессора системы передачи топлива;
- (д) испытания двигательной установки на стенде холодных проливов;
- (е) вибрационные испытания топливного бака

Почему же образуется избыточность ресурса? Очевидно, причина в том, что изначально приняты некоторые более жёсткие, но вероятные условия эксплуатации. Они приняты с учётом опыта создания предшествующих образцов РКТ (модули станции «Мир») и степени неопределённости в условиях эксплуатации ФГБ. Эти условия включают

нештатные механические нагрузки на герметичный корпус при коррекциях орбиты и стыковках, попадание в критичные элементы конструкции микрометеорных частиц, уже упомянутое проникновение паров топлива в газовые полости ПГС ДУ и др. В реальных условиях расходование ресурса происходит несколько медленнее и появляется избыточность.

Орбитальная станция как сложная система включает в себя N_1 основных элементов (систем и конструкций), отказ каждого из которых приводит к отказу станции в целом. Также имеется N_2 вспомогательных элементов, отказ каждого из которых приводит к частичной потере эффективности. Общее число элементов равно $i=N_1+N_2$. Каждый элемент включает в себя N_j подэлементов (частей конструкции, приборов и агрегатов), отказ каждого из которых приводит к отказу системы. Они могут быть зарезервированы, если это возможно. Задача выбора оптимальной избыточности сложного изделия может быть сформулирована следующим образом. Определить X_0 , при котором достигается $E(X_0)=\max E(X)$ при условии, что $W_\Sigma(X_0)\leq W_0$, где X — вектор резервирования подэлементов, степени резервирования подэлементов; E — эффективность орбитальной станции; E_0 — заданная эффективность орбитальной станции; W — характеристика орбитальной станции (масса, объём и другие); W_0 — ограничение характеристик орбитальной станции [6].

В случае ФГБ «Заря» эффективность определяется выполнением функций в обеспечение полёта МКС:

- обеспечение целостности конструкции и герметичности обитаемых отсеков и ПГС;
- приём топлива в баки ФГБ из баков транспортных кораблей; хранение запасов топлива; выдача топлива из баков ФГБ в баки СМ, или двигатели СМ или двигатели корабля «Прогресс»;
- предоставление объёма внутри модуля для хранения грузов, доставляемых на МКС транспортными кораблями.

Опыт станций «Салют» и «Мир» показал необходимость повышения резервирования системы обеспечения тепловых режимов и герметичного корпуса, что и было реализовано в российских модулях МКС [7]. Дальнейшее совершенствование долговременных станций может происходить в направлении анализа статистических данных о состоянии конструкции ФГБ и поиска еще более рационального распределения резервирования между элементами станции.

Весовое совершенство станции — широко распространённый показатель, отражающий отношение полезной нагрузки к общей массе изделия ракетно-космической техники. Однако в случае долговременной

орбитальной станции определение численного значения весового совершенства затруднительно по двум причинам. Первая причина: нет определённости в том, что считать полезной нагрузкой орбитальной станции. Среди «кандидатов»:

- оборудование для научных и технологических экспериментов в случае исследовательской станции;
- средства жизнеобеспечения экипажа, если станция используется для размещения космических туристов;
- средства интеграции транспортных кораблей в случае станции–перевалочной базы на трассах перелётов.

Кроме того, на орбитальной станции имеется возможность наращивания массы полезной нагрузки путём доставки на орбиту и интеграции в состав станции оборудования и дополнительных модулей.

Важнейшим элементом станции является герметичный корпус, образующий объём для обитания экипажа. Технологии изготовления гермокорпуса происходят из топливных баков ракет-носителей, для которых весовое совершенство является главным, а срок эксплуатации (включая наземную) составляет около 2 лет. Толщины оболочки гермокорпуса, собранного аргоно-дуговой сваркой, составляют 4...5 мм. В настоящее время осуществляется переход на фрикционную сварку, позволяющую уменьшить толщины деталей в местах сварки. Для орбитальной станции, выполняющей полёт в течение десятков лет, на первый план выходят усталостная прочность и трещиностойкость.

В перспективных орбитальных станциях, удалённых от Земли, возрастает роль герметичного корпуса как элемента радиационной защиты. Как известно, защита тем более эффективна, чем больше масса конструкции.

Значительную роль в обеспечении длительного полёта станции играют защитные экраны: теплоизоляционные, микрометеорные и противорадиационные. Так, на модуле станции «Мир» масса экранов микрометеорной защиты составляла около 200 кг. Масса этих экранов на ФГБ «Заря» составляет около 1300 кг. В случае полётов экипажа за пределы земной магнитосферы удельная масса конструкции, защищающей экипаж от космической радиации, на единицу площади должна возрасти в несколько раз.

В качестве важного критерия эффективности долговременной орбитальной станции рассматривается повышение комфортных условий пребывания экипажа путём увеличения объёмов обитаемых отсеков. Одним из способов совершенствования в этом направлении является создание надувных орбитальных герметичных конструкций. На рис. 5

приведен общий вид опытного образца такой конструкции, предложенного ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. Основным назначением опытного образца является подтверждение функциональных характеристик, в том числе прочности, герметичности, защитных свойств, обеспечения условий обитания экипажа, условий размещения оборудования бортовых систем и грузов.

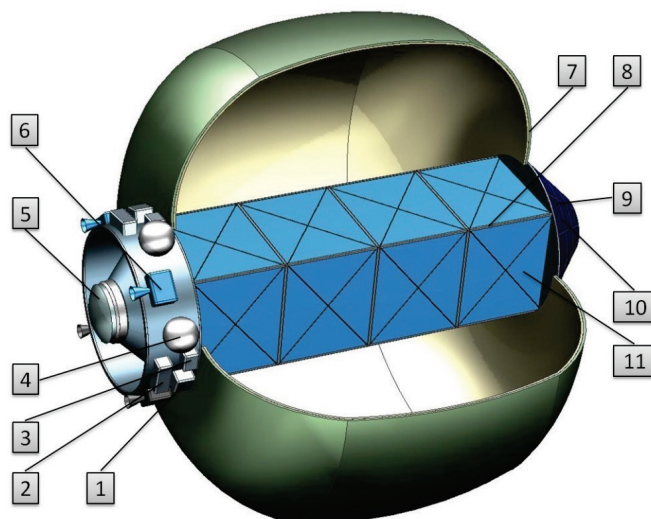


Рис. 5. Развернутый опытный образец надувного герметичного отсека в автономном полёте: 1 – Система телеметрического контроля; 2 – система электропитания; 3 – приёмо-передающее устройство; 4 – система надува оболочки; 5 – технологический люк нижний; 6 – ДУ торможения; 7 – оболочка в развернутом виде; 8 – силовой каркас; 9 – солнечные батареи; 10 – коническая юбка верхняя; 11 – панели интерьера.

Выводы

1. В ГКНПЦ разработан и реализован комплексный план работ по обеспечению срока службы ФГБ «Заря», охватывающий все критичные элементы модуля. Эксплуатация ФГБ в течение 15-ти лет подтвердила эффективность мероприятий плана.

2. Работы по продлению срока службы ФГБ «Заря» после истечения 15-тилетнего срока службы продемонстрировали наличие избыточности ресурса, образовавшегося в результате более «мягких» условий эксплуатации, чем те, которые были заложены изначально. Проведенные анализы и испытания образцов конструкции ФГБ показали возможность продления его полёта до 2028 г.

3. Перспективные направления совершенствования долговременных конструкций: поиск ещё более рационального распределения

резервирования между элементами станции, увеличение объёма герметичных отсеков для обитания экипажа и обеспечение защиты экипажа от воздействия радиации.

Л и т е р а т у р а

1. *Недайвода А.К.* Российский модуль «Заря» — первый блок Международной космической станции // Наука и жизнь, № 1, 1999. С. 2-6.
 2. *Новикова Н.Д., Пирсон Д.Л., Поддубко С.В., Дешёвая Е.А., Отт С.М., Кастро В.А., Брюс Р.Дж.* Микробиологическая характеристика среды обитания // Космическая биология и медицина. М. Наука. 2009. Т. 5. с. 400-425.
 3. Официальный сайт ГКНПЦ им. М.В. Хруничева. 20.11.2013. МКС 15 лет. Интервью директора программы МКС ГКНПЦ им. М.В. Хруничева Шаевича С.К.
 4. *Shaevich S.* Results of 15-years exploitation of the first ISS module FGB “Zarya” and experience of service life extension until 2028 // Proceedings of the 64nd International Astronautical Congress. V.5, Beijing, China, 23-27 September 2013.
 5. *Kamath U., Grant G., Kuznetsov S., Shaevich S., Spencer V.* Service Life Extension of the ISS Propulsion System Elements // AIAA 2015-0012224, Orlando, FL, Jul. 2015.
 6. Надёжность и эффективность в технике: Справочник в 10 томах // Ред. совет: Авдеевский В.С. и др. Т. 5. Проектный анализ надёжности. Под общей редакцией Патрушева В.И. и Рембезы А.И. М.: Машиностроение, 1988.
 7. *Мельников И.В.* Основные особенности обеспечения надёжности и безопасности эксплуатации модулей космических станций. Актуальные проблемы российской космонавтики // Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике (Москва, январь 2014 г.). Под общей редакцией А.К. Медведевой. М.: Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2014 г.
-

КОМПЛЕКСНОЕ БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЛГОРИТМА ВЫСОКОТОЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

С.И. Кудрявцев

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Постановка задачи

Решение задачи обеспечения высокой точности посадки пилотируемых космических кораблей с возвращаемым аппаратом (ВА) скользящего типа является одним из приоритетных направлений развития космической техники. В настоящее время данная проблема становится ещё более актуальной в связи с разработкой пилотируемого транспортного корабля (ПТК) нового поколения. Посадку его многоразового ВА планируется осуществлять на территории России, что позволит избежать дипломатических и экономических проблем организации посадки на территории Республики Казахстан. Размеры выбранных на российской территории районов безопасной посадки невелики, и система управления спуском (СУС) ПТК должна выполнять приведение ВА к началу работы системы мягкой посадки (СМП) с отклонением от прицельной точки не более 1 км.

Применяемые в настоящее время автономные СУС, построенные на базе инерциальных навигационных систем (ИНС), не позволяют достичь требуемой точности управления [1]. Наиболее перспективным направлением решения рассматриваемой проблемы представляется использование высокоточной внешнетраекторной информации от достаточно развитых в настоящее время спутниковых навигационных систем.

Важную роль в построении СУС играет выбор алгоритмов управления возмущённым движением центра масс ВА. Этому вопросу посвящено множество работ, например, [2–4]. Анализ приведенных в них результатов, а также результатов, полученных автором, показывает, что наиболее целесообразным является применение комбинированной СУС. На первом участке спуска в атмосфере до появления возможности использования аппаратуры спутниковой навигации (АСН) (до гарантированного восстановления радиосвязи со спутниками) управление движением осуществляет автономная СУС, построенная на принципе управления относительно опорной траектории [1, 2]. Выбором номинальной опорной траектории обеспечивается выполнение основных

фазовых ограничений по перегрузочному и тепловому режимам. Алгоритм управления не требует больших затрат времени на вычисления. Далее для управления движением центра масс ВА используется гибкий терминальный алгоритм наведения с элементами адаптации к реальным условиям движения. Участки работы комбинированной системы управления спуском показаны на рис. 1.

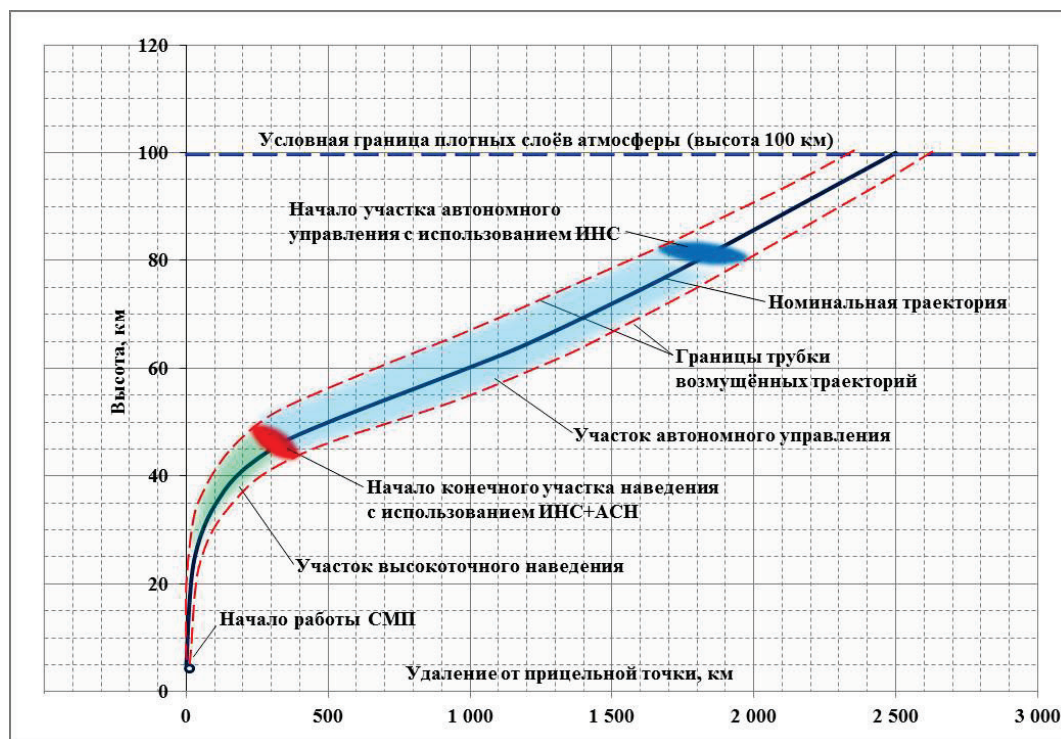


Рис. 1. Участки работы комбинированной системы управления спуском

Обоснование работоспособности и оценка возможных характеристик такой СУС возможны только на основании комплексного решения ряда взаимосвязанных задач динамики спуска ВА, особенно – на высотах менее 15÷20 км, где, собственно, и обеспечивается требуемая точность наведения. Краткому описанию предлагаемого алгоритма высокоточного терминального наведения, предназначенного для работы в составе комбинированной СУС, посвящена настоящая статья.

Методическое и программно-математическое обеспечение проектно-баллистических исследований

Проведенные исследования базировались на численном моделировании невозмущенного и возмущенного движения ПТК и ВА на внеатмосферном (сход с орбиты и подход к плотным слоям атмосферы) и атмосферном участках. Интегрирование дифференциальных уравнений

движения центра масс ПТК и ВА (в Гринвичской системе координат) и движения вокруг центра масс ВА (на атмосферном участке) производилось методом Адамса. Модель движения центра масс учитывала влияние гравитационного поля Земли (модель 2×0), аэродинамических сил лобового сопротивления и подъёмной силы (динамическая модель атмосферы ГОСТ 25645.115-84 и статическая модель атмосферы ГОСТ 4401-73 с учётом сезонно-широтных и случайных вариаций плотности, скорости ветра, температуры) и силы тяги тормозной двигательной установки (ТДУ). Упрощённая модель движения ВА вокруг центра масс в канале скоростного крена учитывала действие моментов от управляющих двигателей СУС и некомпенсированного аэродинамического момента (для возмущённых траекторий).

Номинальная невозмущённая траектория спуска выбиралась на основании решения задачи двухкоординатного (по широте и долготе) прицеливания в заданную точку посадки. Управляющими параметрами при спуске с орбиты искусственного спутника Земли (ОИСЗ) являлись время включения ТДУ, направление и величина бокового манёвра.

При моделировании возмущённого движения предполагалось, что на траекторию полёта оказывают влияние следующие факторы:

- ошибки определения параметров исходной орбиты;
- ошибки построения ориентации ПТК перед включением ТДУ;
- ошибки знания массы ПТК;
- разброс характеристик ТДУ (тяги, удельный импульс тяги);
- ошибки знания силовых аэродинамических характеристик ВА;
- случайные вариации плотности атмосферы, скорости ветра и температуры;
- некомпенсированный возмущающий момент ВА по крену.

Ошибки навигации на участке автономного управления полагались вызванными ошибками инерциальных средств навигации, на конечном участке терминального наведения – ошибками спутниковой навигации. Оценка параметров рассеивания точек посадки относительно прицельной точки получалась на основании обработки результатов статистических расчётов (1000 случайных реализаций).

Программная реализация перечисленных методик основана на программном комплексе, который на протяжении длительного времени используется для оперативного баллистико-навигационного обеспечения спусков транспортных кораблей типа “Союз” и “Прогресс” [5]. Для рассматриваемых исследований комплекс относительно его современного состояния был доработан для учёта аэродинамических характеристик ПТК,

а также дополнен модулями моделей тепловых нагрузок, плазменной оболочки и модулями алгоритма терминального наведения.

Исследования особенностей динамики движения ВА на конечном участке спуска

Разработка любой системы управления основывается на всестороннем исследовании динамических свойств объекта управления. Особенностью управления спуском ВА скользящего типа является необходимость выполнения двух терминальных условий траектории (географические широта и долгота точки начала работы СМП) при наличии только одного управляющего параметра (угол скоростного крена). Для исследования возможностей управления траекторией в таких условиях целесообразно рассматривать параметры так называемой зоны манёвра (ЗМ) ВА, представляющей собой геометрическое место конечных точек траектории спуска при движении ВА с различными постоянными значениями угла крена. Пример вида ЗМ ВА с аэродинамическим качеством 0.3 для номинальной траектории спуска с постоянным углом крена 60° показан на рис. 2.

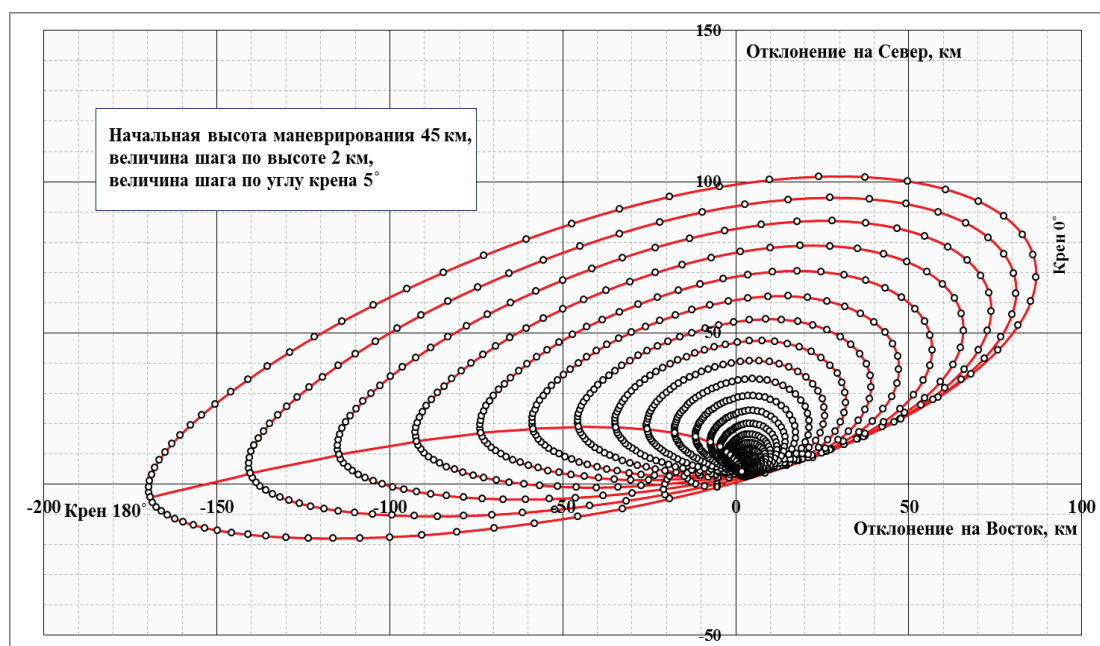


Рис. 2. Зоны манёвра ВА с аэродинамическим качеством 0.3

Размеры ЗМ ВА в процессе спуска быстро уменьшаются в связи с уменьшением высоты, скорости и оставшейся дальности полёта. Условием приведения ВА в заданную прицельную точку (ПТ) начала работы СМП является нахождение ПТ внутри границы ЗМ.

Исследования траекторий возмущённого управляемого движения ВА показали, что маневренные возможности ВА определяются многими факторами. В зависимости от реализовавшихся возмущений и реакции на них СУС размеры и ориентация ЗМ на местной горизонтальной плоскости, связанной с ПТ, могут существенно различаться.

В наибольшей степени это характерно для участка спуска на высотах менее 20 км, где значение модуля угла наклона траектории быстро увеличивается. К моменту достижения высоты начала работы СМП (5 км в рассматриваемом примере) траектория спуска близка к вертикальной. Размеры ЗМ, несмотря на их быстрое уменьшение, даже на высотах менее 10 км сравнимы с требуемой точностью приведения ВА в ПТ (рис. 3).

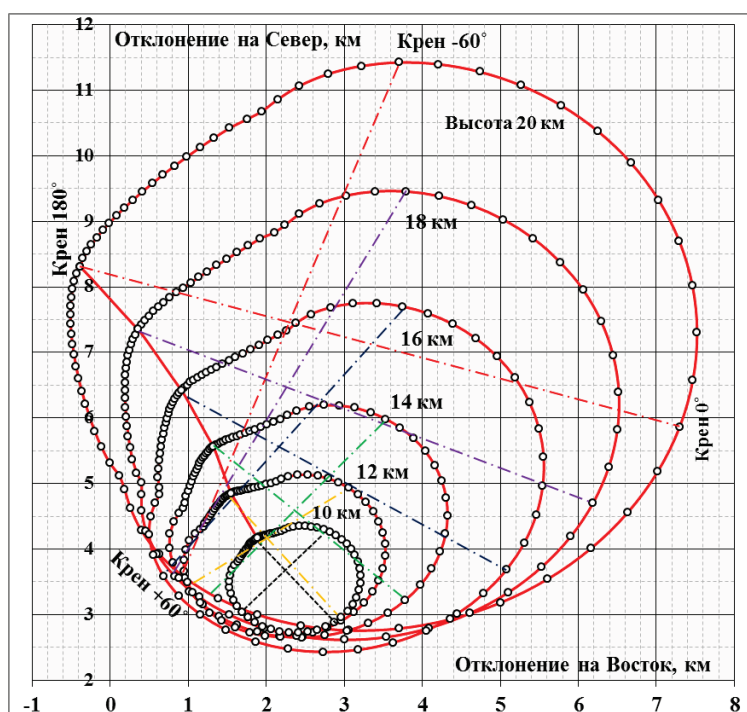


Рис. 3. Зоны манёвра ВА на конечном участке спуска

Результаты анализа особенностей динамики движения ВА позволили сформулировать основные требования к управлению спуском:

- алгоритм высокоточного наведения должен учитывать возможные изменения формы и ориентации ЗМ ВА;
- управление движением центра масс ВА должно осуществляться вплоть до момента достижения высоты начала работы СМП (с гашением угловых скоростей перед вводом парашютной системы).

Схема терминального алгоритма наведения

Для синтеза алгоритма наведения целесообразно использовать явление уменьшения размеров ЗМ ВА и “стягивания” её в точку за счёт постоянного уменьшения скорости и высоты полёта. Наведение должно строиться таким образом, чтобы к моменту достижения высоты начала работы СМП ЗМ ВА оказалась бы “стянута” в прицельную точку. Такое управление может быть реализовано в дискретном многошаговом алгоритме наведения, осуществляющем на каждом шаге управления прогнозирование текущих параметров ЗМ ВА. Управляемым параметром становится направление движения центра ЗМ, который должен двигаться в сторону прицельной точки.

ЗМ ВА на каждом шаге управления аппроксимируется эллипсом. Определение текущих параметров эллипса (длины большой и малой полуосей, координаты центра и направление большой оси) осуществляется по результатам двух прогнозов конечных точек траектории спуска. Для первого прогноза принимается значение угла крена $\gamma=180^\circ=\text{const}$. Конечная точка наиболее короткой траектории будет принадлежать большой оси эллипса, направление вектора горизонтальной конечной скорости определяет направление большой оси. Для второго прогноза выбирается значение модуля угла крена, при котором конечная точка траектории принадлежит малой оси эллипса. Знак угла крена определяется взаимным положением большой оси эллипса и прицельной точки. По полученным координатам двух конечных точек и направлению большой оси решается система уравнений осей и определяются текущие параметры эллипса.

На каждом шаге управления величина командного угла крена выбирается из условия движения центра ЗМ в сторону прицельной точки (направление определяется углом δ). Величина модуля угла крена ограничивается для выполнения ограничения по величине максимальной перегрузки. Это выполняется линейной интерполяцией с использованием полученных при прогнозировании значений максимальной перегрузки. Упрощённая схема алгоритма наведения показана на рис. 4.

Для прогнозирования конечных точек траектории спуска используется упрощённая численная модель движения. Шаг интегрирования уравнений движения выбирается как функция оставшейся дальности полёта. Аэродинамические характеристики ВА и параметры атмосферы заданы таблично.

Уменьшение ошибок упрощённой модели для прогнозирования возмущённого движения достигается применением алгоритма идентификации. На каждом шаге управления по величинам измеренных реальных аэродинамических ускорений определяются постоянные

Характерный вид области рассеивания точек приведения ВА без использования терминального алгоритма показан на рис. 5. Направление отсчёта продольного промаха – из прицельной точки приведения параллельно касательной к трассе витка посадки. Максимальное отклонение от прицельной точки может достигать 20 км (аналогично величине, приведенной в [1]).

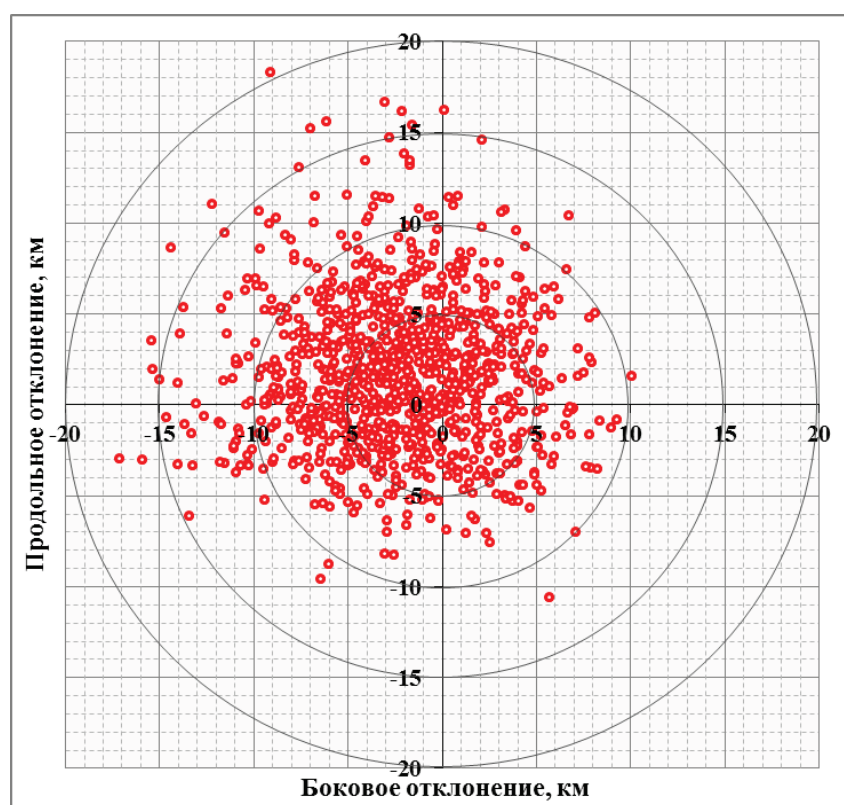


Рис. 5. Рассеивание точек начала работы СМП ВА при автономном управлении спуском

Статистическое моделирование работы комбинированной системы управления с применением предлагаемого терминального алгоритма наведения на конечном участке спуска (с имитацией восстановления радиосвязи с навигационными спутниками) показало, что максимальное отклонение от прицельной точки может быть уменьшено до нескольких сотен метров (рис. 6).

На рис. 7 для одной из реализаций возмущённой управляемой траектории ВА (одна из точек на рис. 6 является конечной точкой этой траектории) показан характерный вид изменения параметров процесса управления спуском. Для обеспечения высокой точности приведения ВА необходимо, как было отмечено выше, осуществлять наведение вплоть до момента достижения высоты начала работы СМП.

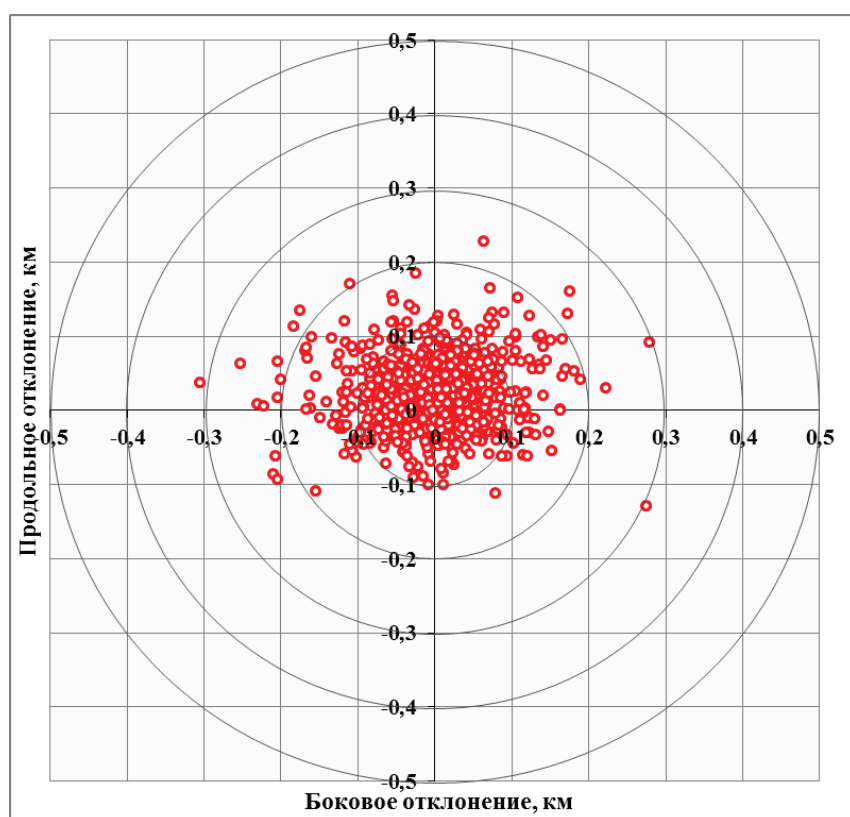


Рис. 6. Рассеивание точек начала работы СМП ВА при работе комбинированной СУС

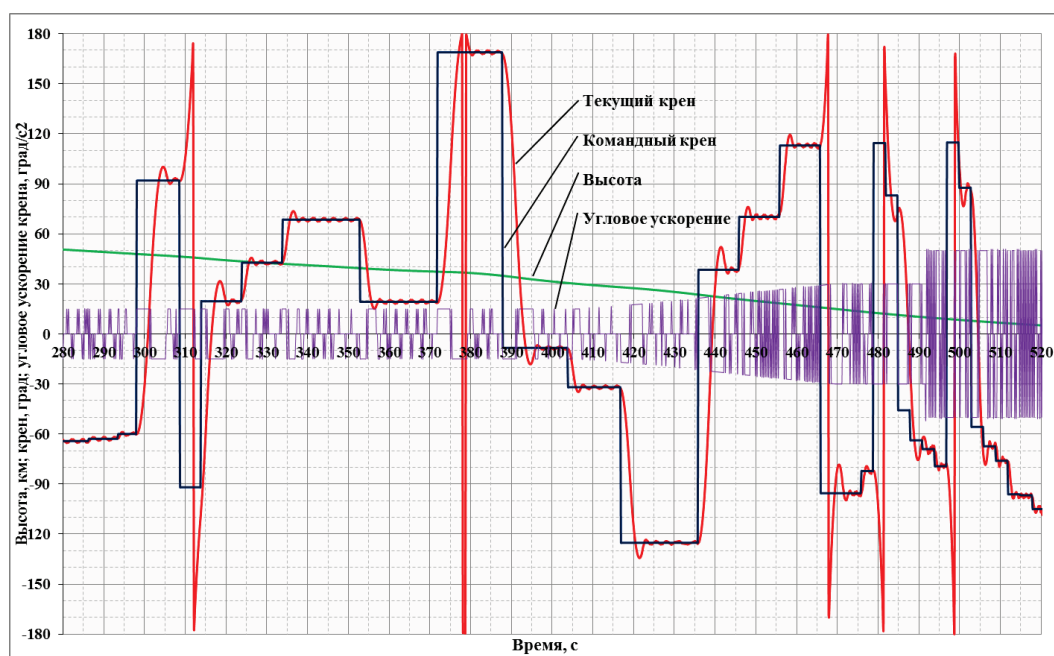


Рис. 7. Пример изменения параметров управления спуском ВА на участке терминального наведения

При этом точность определяется в основном величиной максимальной угловой скорости разворотов ВА по крену. Полученная в приведенном примере точность соответствует варианту использования автомата стабилизации, оптимального по быстродействию, и достаточно большого управляющего углового ускорения в канале крена. Величина максимальной угловой скорости на конечном участке наведения (высота менее 10 км) составила $80 \div 90^\circ/\text{с}$. При уменьшении управляющего углового ускорения точность приведения ВА снижается. Для обеспечения приведения ВА с требуемой точностью 1 км максимальная угловая скорость в канале крена должна составлять $30 \div 40^\circ/\text{с}$. Данные результаты позволили сделать вывод о том, что точность приведения пилотируемого ВА в конечном итоге будут определять специалисты по космической медицине исходя из возможностей экипажа по перенесению режима “управляемой закрутки” на конечном участке наведения.

Следует особо отметить, что в предложенном алгоритме наведения появление переключений ВА по углу крена происходит автоматически по мере необходимости при изменении положения прогнозируемого центра ЗМ относительно прицельной точки. Для снижения количества переключений, а также уменьшения влияния ошибок прогнозирования конечных точек траектории, в алгоритме наведения введена зона нечувствительности переменного размера. При нахождении прицельной точки внутри зоны нечувствительности переключение ВА по крену задерживается. Любое принудительное ограничение количества переключений с большой вероятностью ведёт к выходу прицельной точки за границы быстро уменьшающейся ЗМ и, соответственно, к значительным промахам.

На рис. 8 для той же реализации траектории приведена траектория движения прогнозируемого на каждом шаге работы терминального алгоритма наведения текущего центра ЗМ ВА. Траектория имеет характерные переключения на границе зоны нечувствительности. Отклонение траектории от направления на прицельную точку на начальном участке наведения вызвано ошибками используемой бортовой модели при большой протяжённости прогнозируемых в алгоритме наведения траекторий. На конечном участке наведения вид траектории центра ЗМ определяется инерционностью ВА в канале крена.

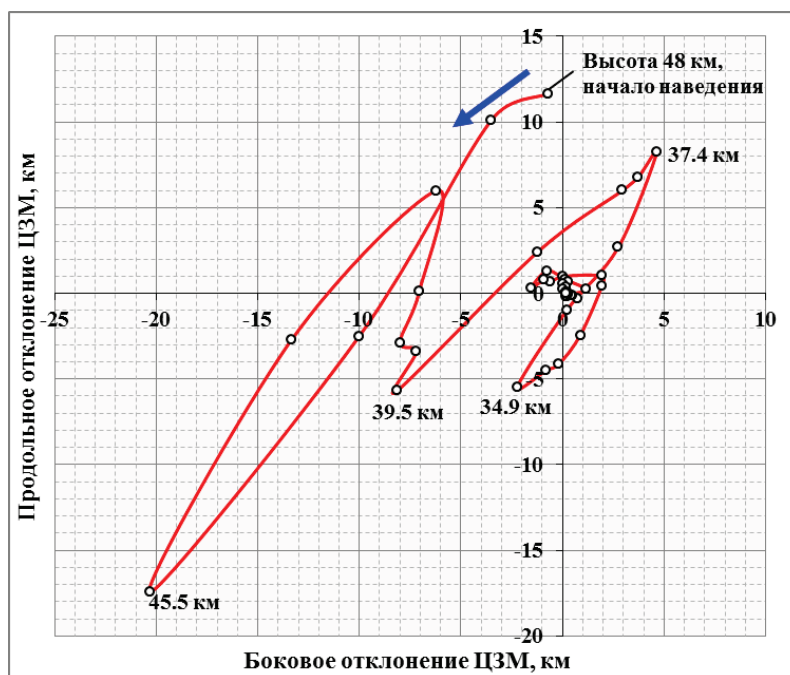


Рис. 8. Пример траектории движения прогнозируемого центра ЗМ ВА на местной горизонтальной плоскости, связанной с прицельной точкой

Заключение

Проведенные исследования показали, что маневренные возможности ВА скользящего типа позволяют на конечном участке спуска после выхода ВА из плазмы компенсировать ошибки известных автономных СУС. Это даёт возможность использовать информацию от спутниковых навигационных систем для высокоточного терминального наведения ВА. Целесообразно построение комбинированной СУС, в которой оптимальным образом сочетаются преимущества автономного управления, основанного на принципе управления относительно опорной траектории, и гибкого терминального наведения на конечном участке спуска. По результатам сквозного статистического моделирования возмущённых управляемых траекторий спуска ВА получены оценки точностных характеристик комбинированной СУС, использующей предложенный алгоритм терминального наведения. Показано, что достижение требуемой точности приведения ВА в прицельную точку (ошибка не более 1 км) для обеспечения безопасной посадки на территории России является вполне возможным.

Л и т е р а т у р а

1. Беренов Н.К., Бранец В.Н., Евдокимов С.Н., Климанов С.И., Комарова Л.И., Микрин Е.А., Рыжков В.С., Самитов Р.М. Система управления спуском космического аппарата "Союз ТМА" // Гироскопия и навигация, № 3, 2004.
 2. Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
 3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М.: Бином. Лаборатория знаний, 2015.
 4. Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. М.: Наука, 1988.
 5. Кудрявцев С.И. Идентификация параметров модели спускаемого аппарата при радиоуправлении в атмосфере Земли // ЦНИИмаш, сб. РКТ, сер.ХІ. вып. 1, 1984.
 6. Кудрявцев С.И., Савченко А.А. Автоматизированный комплекс программ расчёта спусков кораблей "Союз ТМ" и "Прогресс М" // ЦНИИмаш, сб. РКТ, сер. ІХ, вып. 2, 1991.
-

ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ 3D-ЛИДАРОВ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ ДЛЯ ДИСТАНЦИОННОГО ИССЛЕДОВАНИЯ МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

В.М. Вишняков, В.Ш. Губайдуллин

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Проанализированы варианты построения 3D-лазерных локаторов и даны их сравнительные оценки, а также примеры известных разработок этих устройств.

Для случая слежения за объектами (такими, как астероид, сближающийся и Землёй (АСЗ); кометы, инспектируемые космические аппараты), у которых может быть большая динамика движения относительно КА миссии, предпочтительнее выбрать вариант моноимпульсного лидара. В моноимпульсном лидаре отражённое лазерное излучение регистрируется матричным детектором за один импульс излучения лазера. Качество изображения в этом случае не зависит от вибраций, скорости платформы и нестабильности системы сканирования и синхронизации.

Рассмотрены варианты построения матричного фотоприёмного устройства (ФПУ) – ключевого компонента моноимпульсного лидара: матрица на «дискретных» лавинных фотодиодах (ЛФД) и интегральная фоточувствительная матрица.

Назначение 3D-лазерного локатора в миссиях к астероидам

В докладе на XLIX Научных чтениях памяти К.Э. Циолковского [1] и в статье в журнале «Космонавтика и ракетостроение» [2] Вишняковым В.М. и соавторами был всесторонне рассмотрен круг проблем при исследовании малых небесных тел, в том числе астероидов, сближающихся с Землей, которые могут быть успешно решены при использовании многофункционального лазерного комплекса. Решаемые таким комплексом задачи и используемые способы зондирования приведены в табл. 1. Большинство указанных задач решается с использованием 3D-лазерного локатора (лидара), особенно востребованного при посадке КА на космический объект (например, на АСЗ), форма и рельеф поверхности которого недостаточно хорошо известны. В процессе трёхмерного лазерного наблюдения объекта, с которым осуществляется сближение, получается детальный пространственный массив (облако) точек, который аппроксимируется в фактическую 3D- модель объекта.

Таблица 1

**Задачи бортового многофункционального лазерного комплекса (МЛК)
на борту миссий к астероидам и кометам**

№ п/п	Функция	Способ лазерного зондирования
1	Улучшение точности определения относительной дальности и скорости астероида при подлёте и сближении с объектом	Лазерная дальнометрия
2	Применение трёхмерного лазерного наблюдения для дистанционного определения геометрических и физических свойств астероида	Трёхмерная (3D) локация
3	Прецизионная лазерная высотометрия при посадке КА-зонда на астероид	Прецизионная высотометрия и 3D-локация
4	Лазерная подсветка астероида для точного наведения специализированного КА-импактора	3D- локация
5	Детальный трёхмерный мониторинг результатов ударного воздействия на астероид, включая высокоточное быстрое определение изменения параметров движения астероида	Прецизионная доплеровская скоростеметрия и 3D-локация
6	Лазерно-спектроскопические исследования вещества астероида	Лазерно-искровая или рамановская эмиссионная спектроскопия
7	Лазерно-спектроскопические исследования газовой среды комет	Дифференц. поглощение, обратное рассеяние

Это позволит максимально учесть все неоднородности рельефа (скалы, впадины и др.) места посадки и избежать возможного опрокидывания спускаемого аппарата, его поломки при соударении и прочих нежелательных последствий (что случалось в миссиях КА Hayabusa [3], Rosetta [4] и др.) и тем самым многократно повысить надёжность процесса посадки на небесное тело.

Виды 3D-лидаров

В табл. 2 приведены варианты построения 3D-лазерного локатора и даны их сравнительные оценки, а также примеры известных разработок этих устройств.

Таблица 2

Варианты построения 3D-лазерного локатора

Тип 3D-локатора	Тип угловой развертки	Лазерный источник	Фото-приемное устр-во	Достоинства	Ограничения	Известные образцы
Моно-импульсный	Нет	Моноимпульсный (3D-Flash-LADAR)	матрица	- 3D-образ формируется за один импульс, нет «смаза» изображения; - Не нужно сканир. у-во	- Технологические сложности создания матричных ФПУ больших форматов	- DragonEye, TigerEye (Advanced Scientific Concepts Inc., США) - Vision Navigation Sensor (VNS) (NASA Langley Research Center) - Flash LADAR System (Ball Aerospace, США)
С непрерывным сканированием	1.Кадровая 2.Строчно-кадровая	Непрерывный или импульсно-периодический	1.Линейка ФЧЭ; 2.Одноэлементное	Более простое фотоприемное у-во	-Большая (1-10 с) длительность кадра может привести к «смазу» изображения и ошибкам 3D-образа; -Массоразмеры и сложность сканир. у-ва	-TriDAR (NepTec, Канада) -Rendezvous Lidar Sensor (MDA Optech, Канада) - телегониометер TGM на европейском корабле ATV (JenaOptronik, ФРГ)
Непрерывный несканирующий	Нет	Непрерывный	матрица	Высокая точность измерения относительной скорости и спектра доплеров. ч-т	- Технологические сложности создания матричных ФПУ больших форматов; -Небольшая дальность действия	н/с в

В сканирующем лидаре для получения трёхмерного изображения осуществляется согласованное сканирование узкой диаграммы направленности лазера и поля зрения приёмника в пределах поля обзора с помощью механического сканера. В качестве первичного преобразователя в приёмнике применяют одноэлементный либо однострочный детектор. Применение однострочного детектора (линейки) позволяет упростить устройство сканирования и синхронизации, увеличить скорость сканирования. Некоторые современные 3D-лазерные локаторы основаны на использовании единичного фотоприёмника, со сканированием луча лазера по объекту с поточечным построением его 3D-образа, что занимает достаточного много времени и не всегда позволяет решить поставленную

задачу. Как правило, 3D-лидары с непрерывным сканированием применяются для систем стыковки или сближения КА с заранее известным, кооперируемым объектом (например, при стыковке МТКК Shuttle с МКС [5, 6]), поскольку процессы сближения и стыковки в этом случае проходят при малых относительных линейных и угловых скоростях, и требования к частоте кадров развертки лидарного луча невелики.

Особенностью сканирующего лидара является достаточно большая длительность построения каждого кадра развертки (до нескольких секунд), что при большой взаимной динамике движения объекта относительно наблюдателя из-за влияния возможных колебаний платформы наблюдателя может привести к большому «смазу» изображения объекта и к ошибкам построения его 3D-образа.

В моноимпульсном лидаре отражённое лазерное излучение регистрируется матричным детектором. При этом 3D изображение объекта регистрируется за один импульс излучения лазера. Качество изображения в этом случае не зависит от вибраций, скорости платформы и нестабильности системы сканирования и синхронизации, «смазов» изображения нет. Вместе с тем возникают технологические сложности создания матричных ФПУ больших форматов (100 x 100 элементов и более), о которых речь пойдет ниже.

Возможен также вариант с непрерывным несканирующим 3D-лазерным локатором и матричным фотодетектором (3-я строка табл. 3), который, например, может быть применён в задаче высокоточного измерения относительных скоростей движения КА и отдельных фрагментов астероида в случае ударного воздействия на него корабля-импактора (например, как планируется ЕКА в миссии «AIDA» к бинарному астероиду 65803 Didymos [7]).

Для случая слежения за объектами (такими, как АСЗ, кометы, инспектируемые космические аппараты, являющиеся некооперируемыми объектами), КА миссии могут иметь большую динамику движения относительно объекта, предпочтительнее использовать вариант моноимпульсного лидара (1-я строка табл. 2).

Варианты построения матричного ФПУ для моноимпульсного лидара

Матрицы на «дискретных» лавинных фотодиодах (ЛФД)

Учитывая жёсткие ограничения на массоразмеры бортовой аппаратуры, разработчики должны применять короткофокусную оптику, что, в свою очередь, ограничивает размер фотоприёмной матрицы и её отдельных элементов. Так, при типичном значении углового разрешения

приемника ≈ 3 мрад и при фокусном расстоянии входной оптики около 10 см линейный размер элемента ФПУ не должен превышать 100 мкм. Такие матрицы созданы для небольшого количества ФЧЭ (например, матрицы 8x8 элементов немецкой фирмы Silicon Sensors [8]). Однако при большом формате матрицы (порядка 100x100 элементов) встаёт проблема размещения тысяч электрических выводов в узких (10...30 мкм) зазорах между элементами. Для отечественной электронной отрасли такая высокая плотность монтажа недоступна.

Чтобы избежать этой проблемы, 100 мкм-элементарные площадки ЛФД «раздвигают» на более удобные расстояния (с шагом матрицы 1...3 мм). Тогда становится возможным разместить в увеличенных зазорах большое число электрических шин. Есть два способа избежать существенных световых потерь в зазорах между фоточувствительными элементами (ФЧЭ) матрицы:

1) Перед массивом ФЧЭ в фокальной плоскости устанавливают плотно друг к другу массив фокусирующих линз диаметром не менее величины шага элемента. Но при большом числе ФЧЭ сильно возрастет площадь матрицы и, соответственно, эквивалентное фокусное расстояние (до 1...3 м), в результате массоразмеры приемника 3D-лидара будут неприемлемо велики.

2) В фокальной плоскости приемника устанавливают оптоволоконный жгут из MxN оптических волокон, диаметр каждого из которых примерно равен размеру фоточувствительного элемента. Передние торцы волокон плотно упакованы в прямоугольный массив MxN, а задний торец каждого волокна подводится встык к соответствующей фоточувствительной площадке. Массив этих площадок, в отличие от варианта с линзами, может быть расположен любым удобным образом (например, в виде линейки).

Достоинство 2-го способа: сохраняется малое фокусное расстояние приёмной оптики и, следовательно, малые массоразмеры. Возможны дополнительные светопотери на стыках волокон и фоточувствительных площадок, хотя и незначительные (<1-2 %).

Недостатками вариантов «дискретной» матрицы являются:

- разброс в параметрах между ФЧЭ, неизбежный при реальных технологических процессах изготовления отдельных ФЧЭ, при их отборе и отбраковке, что внесёт искажения в построение 3D-образа объекта;

- технологические сложности размещения на подложке очень большого (более 10 тысяч) числа независимых сигнальных выводов;

- вносимый разброс между измеряемыми задержками прихода сигнала порядка нескольких наносекунд (а, следовательно, измеряемыми

дальностями) за счёт различий в длинах оптических волокон, подключаемых к разным ФЧЭ.

Интегральные матрицы

1) Известны разработки флэш-лидаров фирм Advanced Scientific Concepts, Inc. [9, 10], Ball Aerospace and Technology Corp. [11] и прочих американских фирм. Они включают в себя крупноформатную (до 128x128 ФЧЭ) фотоприёмную матрицу, расположенную в фокальной плоскости объектива (FPA) и подобную матрице обычной цифровой камеры. При этом во флэш-лидаре исследуемая область целиком освещается импульсным излучением лазера, а сенсор представляет собой гибридную микросхему на базе интегральной схемы считывания (ROIC- Read-Out Integrated Circuit), жёстко связанной с матрицей фотодетекторов (рис. 1). Каждая ячейка работает независимо от других ячеек в массиве схемы считывания и связана с независимым детектором в матрице приёмников. К сожалению, российским разработчикам приобрести такие матрицы в условиях экономических санкций не представляется возможным, а отечественные разработчики МФПУ не обладают необходимым проектным и производственным потенциалом для создания таких сложных изделий.

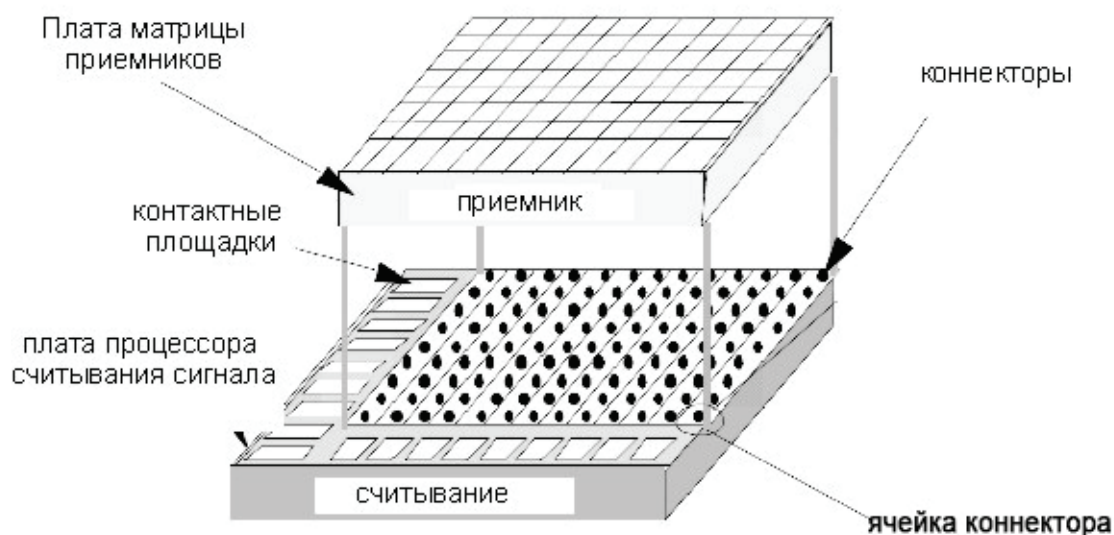


Рис. 1. Схема компоновки трёхмерного МФПУ для флэш лидара компании Advanced Scientific Concepts, Inc.

2) Некоторые российские фирмы прорабатывают другие варианты построения трёхмерных матриц, например – на базе микропиксельных ЛФД (Ю.В. Мусиенко, В.М. Головин и др. [12], З. Садыгов, А. Ариффин и др. [13]). На рис. 2 показано устройство матричного микропиксельного

лавинного фотодиода со структурой металл-резистор-полупроводник (МРП-ЛФД) разработки российского Центра перспективных технологий и аппаратуры (ЦПТА) [9, 10]. Для данного образца рабочая площадь равна 1 мм^2 и состоит из 556 (23×23) микропикселей размером $45 \times 45 \text{ мкм}$, каждый из которых представляет собой кремниевый фотодиод, изготовленный на низкоомной подложке р-типа. Для уменьшения оптической и электрической связи пиксели отделены друг от друга узкими металлизированными канавками.

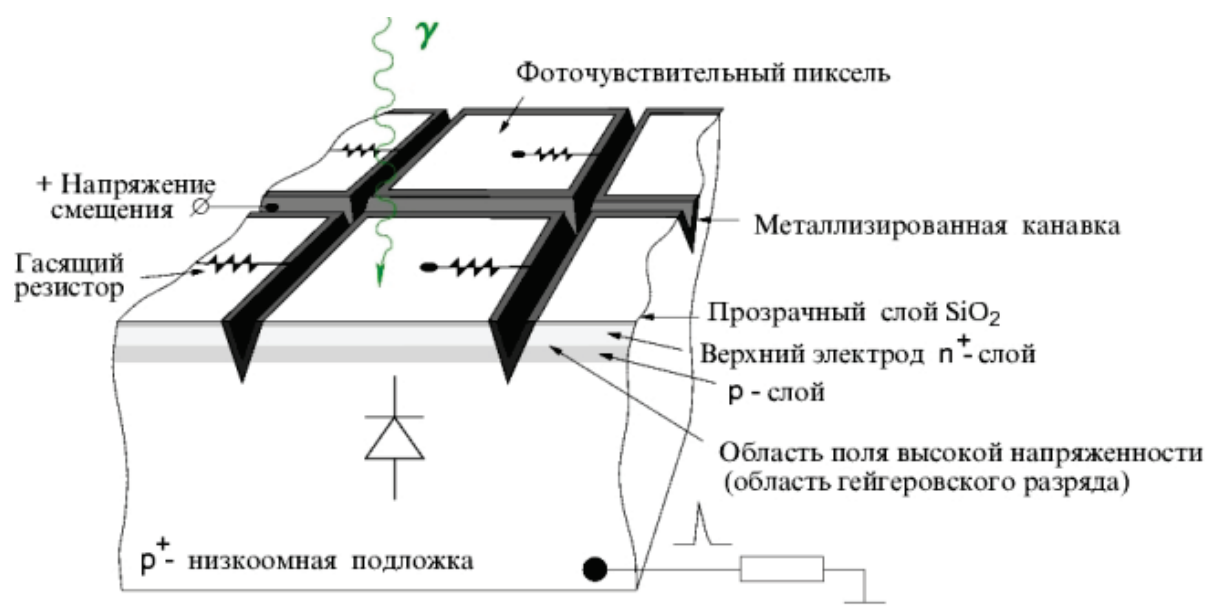


Рис. 2. Устройство матричного микропиксельного лавинного фотодиода со структурой металл-резистор-полупроводник (МРП-ЛФД) разработки ЦПТА

Каждый пиксель подсоединён к верхнему металлическому электроду через отдельное высокоомное сопротивление. Нижний контакт ЛФД является общим для всех пикселей. Если обратное смещение, прилагаемое к ЛФД, превышает напряжение пробоя р-п перехода, то свободные носители, возникающие внутри области пространственного заряда (ОПЗ) пикселя, могут вызвать гейгеровский разряд этого пикселя и, соответственно, появление электрического сигнала на контактах ЛФД.

Каждый пиксель работает как независимый счётчик фотонов. Если одновременно сработало несколько пикселей, то сигнал на контактах ЛФД является суммой сигналов от всех сработавших пикселей.

На базе описанного здесь МРП ЛФД может быть создано матричное фотоприёмное устройство, чувствительное к задержке прихода сигнала на каждый пиксель. В отличие от МФПУ в виде массива дискретных ЛФД с

размером пикселя около 3 мм [7], малый размер пикселя (порядка 50...100 мкм) позволит создать более чувствительный приёмник излучения с малым ($< 10\text{-}20$ см) фокусным расстоянием приёмной оптики и, тем самым, сделать 3D-лидар весьма компактным.

Кроме того, количество электрических выводов на выходе матрицы снижается от $\geq M \times N$ (для «дискретной» матрицы) до $\approx M+N$. При размерности матрицы $M=N=100$ количество выводов снижается примерно в 50 раз. Вследствие интегральной технологии создания матрицы существенно снизится и разброс параметров от элемента к элементу.

Основные достоинства интегрального варианта матричного ФПУ по сравнению с применением «дискретных» крупноформатных матриц:

1) Возможность использовать в фокальной плоскости малые (размером порядка 100 мкм) элементарные площадки ЛФД, что позволит применить короткофокусную приёмную оптику и, тем самым, снизить массогабариты лидара.

2) Уменьшается степень влияния разноканальности приёмного устройства на точность измерений в лидаре, благодаря значительно большей однородности параметров ФЧЭ при интегральном исполнении матрицы.

На базе интегральной микропиксельной матрицы со строчно-столбцовым алгоритмом считывания полезных сигналов может быть создано крупноформатное (100x100 элементов и более) матричное фотоприёмное устройство для приёмника 3D-лидара, чувствительное к координате дальности. «Послойное» формирование 3D-изображения в интегральной матрице лидара с частотой съёма данных до 0,5 ГГц не требует наличия в МФПУ времяизмерительных цепей, что упрощает технологию создания МФПУ, а также минимизирует потери оптического сигнала на зазорах между ФЧЭ (межпиксельные потери).

Считывание данных с интегральной матрицы ЛФД и метод устранения неоднозначности определения номера сработавшего ФЧЭ

При регистрации сигналов с интегральной матрицы ЛФД необходимо однозначно определить номера тех ФЧЭ фотоприёмной матрицы, на которые попало оптическое излучение. В случае попадания света на единственный ФЧЭ его номер определяется просто – по месту пересечения строки и столбца, на электрических шинах которых появился сигнал. В случае матрицы 10x10, показанном на рис. 3, сигнал появился в выделенном светлым фоном ФЧЭ за номером $\{i; j\} = \{3; 4\}$, т.е. на пересечении 3-й строки и 4-го столбца. Мы определяем это по параллельным кодам на выходных регистрах строчных и столбцовых шин

— соответственно, «0010000000» и «0001000000», ведь заранее известно, какой ячейке соответствует конкретное сочетание строчного и столбцового двоичных кодов.

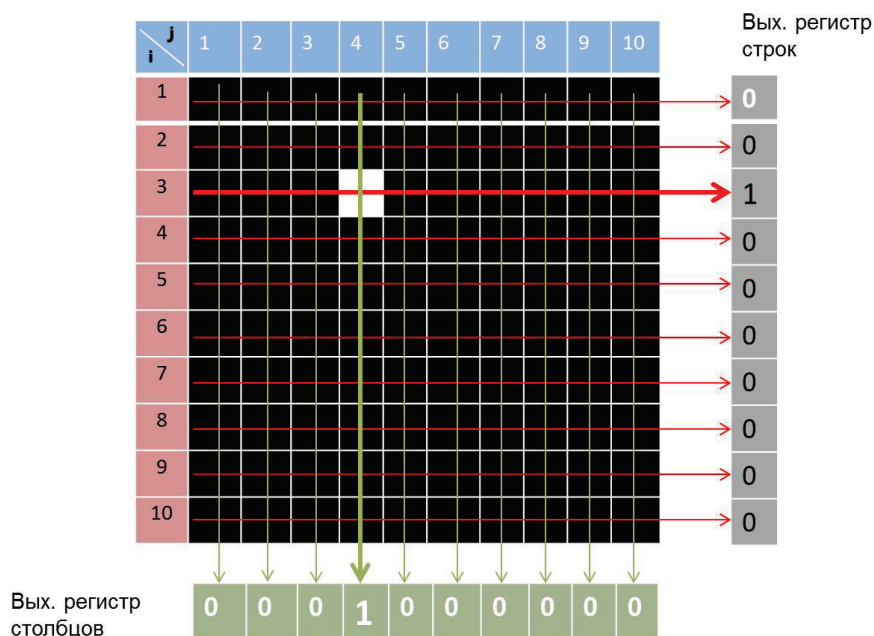


Рис. 3. Способ определения адресов ФЧЭ интегральной матрицы, где есть сигналы. Вид двоичных кодов на выходных шинах строк и столбцов интегральной матрицы в случае, если входной оптический сигнал есть только на одном ФЧЭ матрицы

Ситуация с определением номера сигнального элемента сразу осложняется, если свет попадает на 2 и более ФЧЭ — появляется неоднозначность. На рис. 4 показан случай, когда сигнал был принят одновременно в элементе {3; 4} и элементе {7; 9}, так что на выходах регистров появляются параллельные коды — строчный «0010001000» и столбцовый «0001000010». Однако существуют ещё две точки пересечения строчных (3-й и 7-й) и столбцовых (4-й и 9-й) шин — в элементах {3; 9} и {7; 4} (заштрихованы на рис. 4). Это создает иллюзию, что в этих ФЧЭ также есть сигналы, которые могут дать на выходах регистров те же параллельные коды — «0010001000» и «0001000010». Как узнать, в каких элементах появился истинный сигнал?

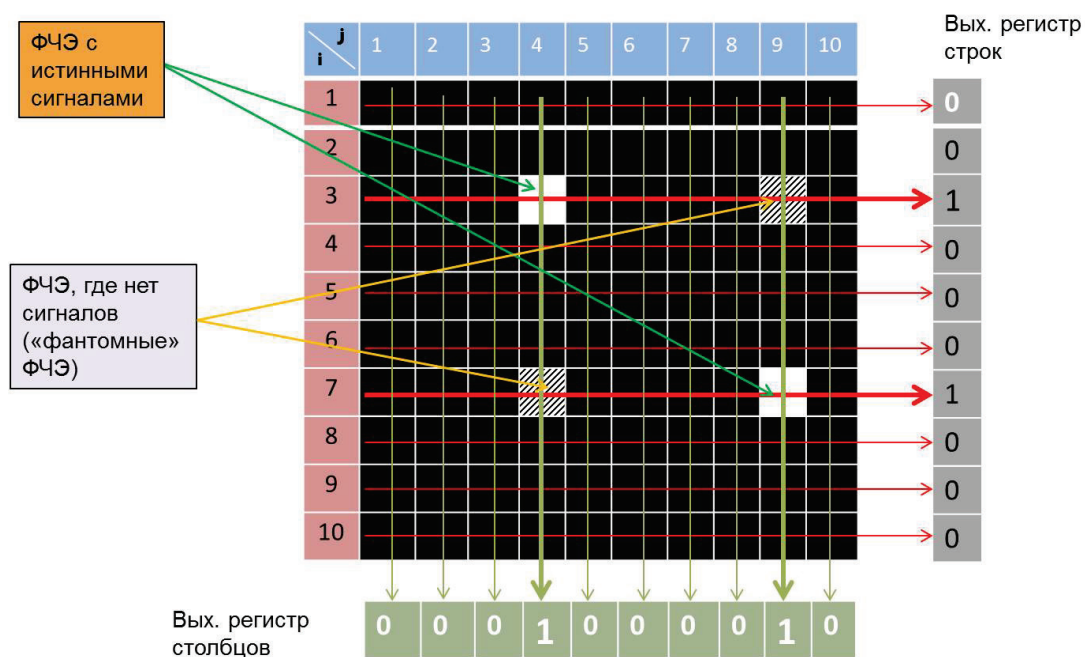


Рис. 4. Способ определения адресов ФЧЭ интегральной матрицы, где есть сигналы. Вид двоичных кодов на выходных считывающих шинах строк и столбцов интегральной матрицы при наличии оптических сигналов на 2-х и более ФЧЭ. Возникает неоднозначность определения адресов сигнальных ФЧЭ

Для этого может быть применена вторая матрица ФПУ, абсолютно идентичная первой, также установленная в фокусе приёмного объектива лидара, но в которой считывание сигналов производится не по строкам и столбцам, а по диагоналям (рис. 5). В этом случае решение о том, где принят истинный сигнал, будет приниматься, если в данном элементе изображения попарно пересеклись не только строчные и столбцовые шины 1-й матрицы, но и две диагональные шины 2-й матрицы. Тем самым устраняется неоднозначность определения номеров ФЧЭ, принявших сигнал. Недостаток такого решения – в усложнении приёмного устройства лидара, связанное с установкой дополнительной матрицы ЛФД и необходимостью прецизионной союстировки полей зрения обеих матриц, повышение массы и потребляемой мощности всего ФПУ.

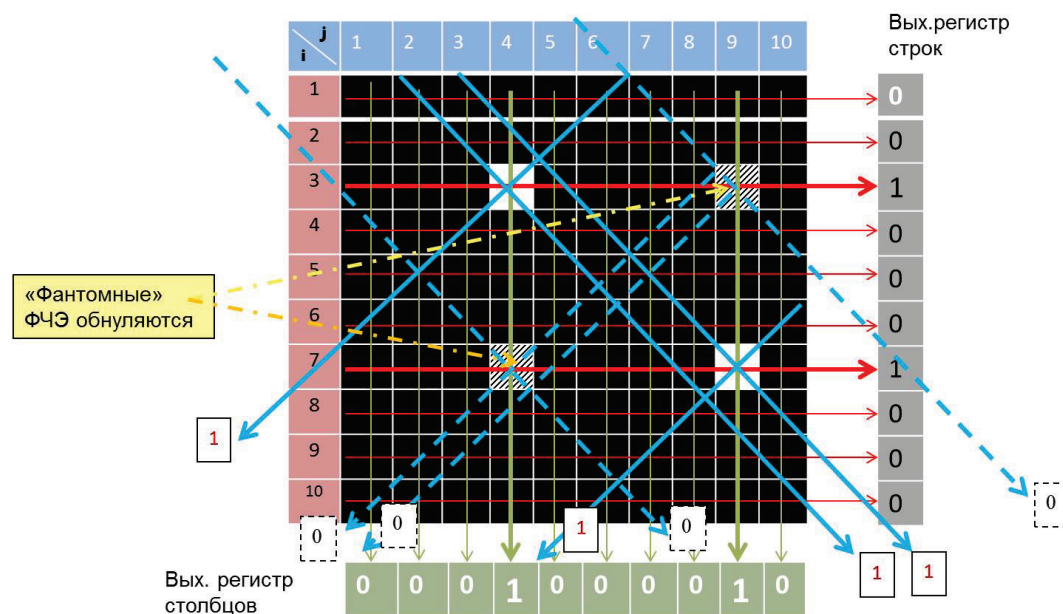


Рис. 5. Способ определения адресов ФЧЭ интегральной матрицы, где есть сигналы. Вид двоичных сигналов на выходных шинах строк и столбцов интегральной матрицы при 2-х и более оптических сигналах на входе.

Устранение возникающей неоднозначности при помощи адресов сигнальных ФЧЭ на дополнительных диагональных считывающих шинах (— на шине есть сигнал, - - - на шине нет сигнала)

Однако есть иной вариант: вместо использования 2-й матрицы в этом случае изготовить 1-ю матрицу сразу с шинами считывания как по строкам и столбцам, так и по диагоналям. Эффект устранения неоднозначности определения номеров сигнальных ячеек будет тот же, но с единственной матрицей ФЧЭ, что существенно удешевит это техническое решение.

Заключение

1. Благодаря трёхмерному лазерному наблюдению небесного тела, с которым осуществляется сближение исследовательского космического аппарата, улучшается надёжность процесса посадки КА на него, значительно уточняются данные о поверхности.

2. Даны сравнительные оценки вариантов построения 3D-лазерных локаторов. Для случая слежения за высокодинамичными объектами (такими как АСЗ, кометы, инспектируемые космические аппараты) предпочтительнее вариант моноимпульсного лидара. Качество изображения в этом случае не зависит от относительной динамики движения КА и объекта наблюдения, нестабильности системы сканирования и прочих факторов.

3. Выбор спектрального диапазона работы 3D-лидара в наибольшей степени зависит от спектральной характеристики ключевого компонента моноимпульсного лидара — матричного фотоприемного устройства (МФПУ). Рассмотрены варианты построения матричного ФПУ: «дискретная» матрица на отдельных лавинных фотодиодах и варианты интегральной фоточувствительной матрицы.

4. Основные достоинства интегрального варианта матричного ФПУ по сравнению с применением «дискретных» крупноформатных матриц:

- малые (50...100 мкм) размеры площадок элементарных ЛФД, применение короткофокусной приёмной оптики, что обеспечивает малые массогабариты лидара;

- снижение влияния разноканальности приёмного устройства на точность измерений в лидаре благодаря значительно большей однородности параметров ФЧЭ при интегральном исполнении матрицы.

5. Предложен вариант реализации интегральной фоточувствительной матрицы на базе мультипиксельных ЛФД и способ устранения неоднозначности определения номеров ФЧЭ, занятых полезными сигналами.

Л и т е р а т у р а

1. Вишняков В.М., Боровенко В.Н., Лебеденко В.П. К вопросу использования 3D-лазерных локаторов на борту КА, предназначенных для полётов к некооперируемым космическим объектам // Труды XLIX Чтений К.Э.Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань, 2015. С.113-130.
2. Вишняков В.М., Лебеденко В.П. Преимущества использования 3D-лазерных локаторов на борту космических аппаратов, предназначенных для полётов к малым небесным телам // Космонавтика и ракетостроение, 2015, вып. 2 (81), с. 91–102.
3. http://www.galactic.name/vokrug_sveta/vokrug_sveta_content.php (дата обращения 2 июня 2014 г.).
4. <http://www.planet-nwes.ru/wp-content/uploads/Optimized-zond-fila-748x280.jpg> (дата обращения 4 ноября 2014 г.).
5. *Stephane Ruel, Tim Luu and Andrew Berube*. Space Shuttle Testing of the TriDAR 3D Rendezvous and Docking Sensor // Journal of Field Robotics—2012. Wiley Periodicals, Inc.
6. *Ruel, S., English, C., Anctil, M., Daly, J., Smith, C. & Zhu, S.* Real-time 3D vision solution for on-orbit autonomous rendezvous and docking // Proceedings of the SPIE, 6220, 622009. (2006).

7. Asteroid Impact & Deflection Assessment (AIDA) mission // http://www.esa.int/Our_Activities/Technology/NEO/Asteroid_Impact_Deflection_Assessment_AIDA_study/%28print%29 (дата обращения 4 июня 2015 г.)
 8. Silicon Sensors APD Array Data Sheet // Part Description 64AA0.04-9 SMD. Order # 50130701. Preliminary version 12-01-11.
 9. *Stettner, R.* Compact 3-D Flash LIDAR Video Cameras and Applications // Proc. SPIE 7684 (2010).
 10. *Bradley Short.* 3D Flash LADAR Helicopter Landing Sensor for Brownout and Reduced Visual Cue // Advanced Scientific Concepts, Inc. NAVAIR Public Release 11-033.
 11. *Dennis Nicks Jr., Bevan Staple, et. al.* Flash Ladar Flight Testing and Pathway to UAV Deployment // AIAA Infotech@Aerospace 2010. 20 - 22 April 2010, Atlanta, Georgia. AIAA 2010-3443.
 12. Мусиенко Ю.В., Ахромеев Е.В., Афанасьев А.Ю., Бондаренко Г.Б., Головин В.М., Гуцин Е.Н., Ершов Н.В., Измайлов А.О., Куденко Ю.Г., Лубсандоржиев Б.К., Маяцкий В.А., Хабибуллин М.М., Хотянцев А.Н., Шайхиев А.Т. Высокочувствительные микропиксельные лавинные фотодиоды для сцинтилляционных счётчиков ближнего детектора эксперимента T2K // Nucl. Instrum. and Methods. 2005. V. A539. P. 172.
 13. Садыгов З., Ариффин А. и др. Технология изготовления микропиксельных лавинных фотодиодов и компактной матрицы на их основе» // Письма в ЭЧАЯ, 2013, т. 10, № 7(184), с. 1268-1273.
-

РАСЧЁТ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

А.В. Тарасова, Р.В. Захаров

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Целью работы является разработка программного обеспечения для моделирования теплового режима искусственного спутника Земли (ИСЗ) и решения одной из трёх задач: поиск оптимального соотношения коэффициента черноты и поглощательной способности материала, расчёт суммарного теплового потока, воздействующего на ИСЗ, а также нахождение температуры внешней поверхности ИСЗ при рассчитанных внешних тепловых потоках.

Одной из задач является совершенствование методики расчёта теплового нагружения ИСЗ [1], заключающееся в использовании рассчитанных с помощью метода разбиения оболочки спутника на подобласти — расчёт плотности тепловых потоков производится для каждой подобласти, а затем усредняется в зависимости от количества разбиений. Это значительно повышает точность расчёта тепловых потоков, а, следовательно, и температуры поверхности ИСЗ.

В качестве объектов исследования были выбраны наиболее перспективные и новые спутники, функционирующие на различных орбитах, а именно спутник дистанционного зондирования Земли из серии Ресурс-П, движущийся по гелиосинхронной орбите высотой 470 км, а также метеорологический спутник из серии Электро-Л, движущийся по геостационарной орбите.

Для того чтобы задать параметры и ориентацию орбиты ИСЗ в пространстве, нужно указать так называемые кеплеровы элементы (орбитальные элементы). Эти элементы однозначно определяют орбиту независимо от её формы (эллиптической, параболической или гиперболической). Основной координатной плоскостью может быть плоскость эклиптики, плоскость галактики, плоскость земного экватора и др. Тогда элементы орбиты задаются относительно выбранной плоскости.

Как известно, Земля движется вокруг Солнца по эллиптической орбите с малым эксцентриситетом, делая один оборот за 365,2564 средних солнечных суток. Если же наблюдать с Земли видимое движение Солнца по небесной сфере, то оно будет перемещаться по линии, называемой эклипстикой, с наклоном $\varepsilon = 23.3^\circ$ плоскости к экватору [2].

Для удобства расчёта введём 3 системы координат (рис. 1):

- Абсолютная система координат (АСК), с началом в центре Земли, ось OX направлена в точку весеннего равноденствия (ТВР), ось OZ - перпендикулярно плоскости небесного экватора, а ось OY дополняет базис $OXYZ$ до правой тройки векторов;

- Орбитальная система координат (ОСК), также имеет начало в центре Земли, ось OX_0 направлена в точку перигея орбиты, ось OY_0 лежит в плоскости орбиты и перпендикулярна оси OX_0 , а ось OZ_0 дополняет систему до правой тройки векторов;

- Локальная система координат (ЛСК), начало которой совпадает с центром масс КА, ось $OX_{КА}$ направлена по радиус-вектору в центр Земли, ось $OY_{КА}$ лежит в плоскости орбиты, перпендикулярна оси $OX_{КА}$ и направлена в сторону движения КА, ось $OZ_{КА}$ дополняет систему до правой тройки векторов (параллельна OY_0).

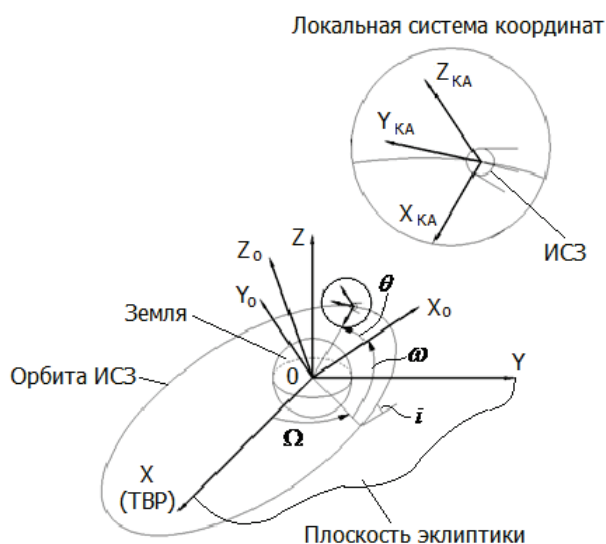


Рис. 1. Системы координат

Для перехода от АСК к ЛСК необходимы 3 матрицы перехода:

$$[T_1] = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) & -\sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; [T_2] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(i) & -\sin(i) \\ 0 & \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix};$$

$$[T_3] = \begin{bmatrix} \cos(\omega + \theta) & -\sin(\omega + \theta) & 0 \\ \sin(\omega + \theta) & \cos(\omega + \theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

То есть для того чтобы получить координаты вектора, заданного в ЛСК, в АСК необходимо последовательно перемножить матрицы перехода:

$$\{A_{ГСК}\} = [T] \{A_{ЛСК}\},$$

где

$$[T] = [T_1] \cdot [T_2] \cdot [T_3]$$

Данный подход существенно упрощает работу с векторами, так как он универсален, и его легко применить к произвольному вектору, заданному в любой из 3-х систем координат.

Перед расчётом теплового режима необходимо упростить исходную геометрию данного ИСЗ. В качестве объекта исследования был выбран цилиндр, поскольку обечайка ИСЗ, за которой находятся основные исполнительные органы, органы управления и др. выполняется в виде цилиндра, в частных случаях в виде куба или параллелепипеда. Переход от цилиндра к кубу или параллелепипеду осуществляется заданием определенного шага для нормалей подобласти (КЭ) ИСЗ. В указанном частном случае 4 нормали к каждой из боковых поверхностей задаются ортогональными друг другу. Причем для упрощения конечно-элементного расчёта примем, что осевая линия цилиндра коллинеарна радиус-вектору Земли.

Стоит также отметить, что все поверхности должны быть разбиты на плоские элементы – подобласти (КЭ), так как выражения, используемые в тепловом расчёте, справедливы только для плоскостей.

Основной задачей данной работы является определение внешнего теплового нагружения ИСЗ. Для расчёта теплового режима КА необходимо знать положение Солнца, область тени и положение самого аппарата относительно Земли.

Допустим, что тепловой режим КА характеризуется следующими составляющими:

1. тепловой поток от Солнца;
2. тепловой поток от Солнца, отражённый поверхностью Земли;
3. тепловой поток собственного излучения Земли;
4. тепловой поток собственного излучения КА.

В общем случае Солнечное излучение вычисляется по формуле [3]:

$$q_{солн} = A_S \cdot S_0 \cdot \mu_S, \quad (1)$$

где $S_0 = 1396 \frac{Вт}{м^2}$ — средняя интенсивность солнечного потока у планеты Земля;

A_s — поглощательная способность элемента поверхности КА;

μ_s — средний относительный мидель всех элементов по направлению вектора \vec{S} (единичного вектора, направленного на центр Солнца).

Также при расчёте следует учитывать, находится ИСЗ в тени или нет.

Введем вектор, характеризующий положение нормали к подобласти (КЭ) ИСЗ, в локальной системе координат:

$$\vec{n} = (0 \quad \cos \eta \quad \sin \eta)^T$$

Введем вектор, характеризующий положение Солнца:

$$\vec{S} = (\sin \varphi \sin \alpha \quad \sin \varphi \cos \alpha \quad \cos \varphi)^T,$$

где α — угол между проекцией вектора, характеризующего положение Солнца, на плоскость математического экватора и осью ОУ абсолютной системы координат;

φ — угол между осью ОZ абсолютной системы координат и вектором, характеризующим положение Солнца.

Представим углы φ и α в виде зависимости от угла χ — угол в плоскости эклиптики, характеризующий положение Солнца, отсчитывается от точки летнего солнцестояния:

$$\alpha(\chi) := \begin{cases} \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{if } 0 \leq \chi \leq \frac{\pi}{2} \\ \pi - \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{if } \frac{\pi}{2} < \chi \leq \frac{3}{2}\pi \\ 2\pi + \arcsin\left(\frac{\sin(\chi)}{\sin(\varphi(\chi))}\right) & \text{if } \frac{3}{2}\pi < \chi \leq 2\pi \end{cases} \quad \varphi(\chi) := \arccos\left(\sin\left(23.3 \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cdot \cos(\chi)\right)$$

Относительный мидель подобласти (КЭ) ИСЗ с нормалью, характеризующейся углом η относительно Солнца, находится по следующей формуле:

$$\mu(\eta) = \begin{cases} (\vec{n} \cdot \vec{S}), & \text{если } (\vec{n} \cdot \vec{S}) > 0 \text{ и цилиндр не находится в тени планеты,} \\ 0, & \text{если } (\vec{n} \cdot \vec{S}) < 0 \text{ или если цилиндр находится в тени планеты} \end{cases}$$

Далее находится средний относительный мидель всех элементов с учётом области тени (расчёт области тени см. ниже) по формуле:

$$\mu_{sr}(\theta) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} (0 < \mu_{nsr}(\eta, \theta)) \mu_{nsr}(\eta, \theta) d\eta,$$

где $\mu_{nsr} = \vec{n}_{gsk} \cdot \vec{S} \cdot (R_{orb} > R_{teny})$ — с учётом области тени, здесь n_{gsk} — вектор, характеризующий положение нормали к КЭ ИСЗ в абсолютной системе координат.

Определим условия, при которых спутник будет заходить в тень планеты. Тень от планеты представляет собой в первом приближении ограниченное цилиндрической поверхностью пространство. Солнце не является точечным источником излучения, поэтому тень имеет размытую границу. Однако с достаточной для тепловых расчётов точностью можно считать, что переходная зона отсутствует.

Определим текущее значение радиуса тени в зависимости от истинной аномалии θ . Большая полуось эллипса тени $a_T = R \sec \gamma_s$ или $a_T = \frac{R}{\cos \gamma_s}$. Малая полуось этого эллипса $b_T = R$. Для любой точки эллипса справедливы уравнения:

$$\begin{aligned} x &= b_T \cos \varphi_T; \quad y = a_T \sin \varphi_T; \\ r_T &= \sqrt{(a_T \sin \theta_T)^2 + (b_T \cos \theta_T)^2}, \end{aligned}$$

или, с учётом $\theta_T = \theta - \frac{\pi}{2} - \theta_s$, получим:

$$r_T = R \sqrt{\cos^2(\theta - \theta_s) \cdot \sec^2 \gamma_s + \sin^2(\theta - \theta_s)}, \quad \frac{\pi}{2} + \theta_s \leq \theta \leq \frac{3\pi}{2} + \theta_s$$

Для того чтобы КА заходил в тень планеты, необходимо чтобы при данном θ радиус тени превышал радиус орбиты, т.е. чтобы при $\frac{\pi}{2} + \theta_s \leq \theta \leq \frac{3\pi}{2} + \theta_s$ выполнялось условие $r \leq r_T$.

Здесь γ_s — текущее значение угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце;

θ_s — текущее значение угла в плоскости орбиты между спроецированным на орбиту вектором, характеризующим положение Солнца, и линией апсид;

ω_s — угол между узлом орбиты и проекцией вектора, характеризующего положение Солнца, на плоскость орбиты.

Эти углы определяются по следующим соотношениям [2]:

$$\sin \gamma_s = \sin i \cdot \sin \gamma \cdot \cos \gamma - \cos i \cdot \sin \delta;$$

$$\cos \omega_s = \frac{\cos\left(\frac{\pi}{2} - \theta\right) \cdot \cos\left(\frac{\pi}{2} + \alpha - \Omega\right)}{\cos \gamma_s};$$

$$\theta_s = \omega - \omega_s,$$

где $\delta = \frac{\pi}{2} - \theta$, $\gamma + \Omega = \frac{\pi}{2} + \alpha \rightarrow \gamma = \frac{\pi}{2} + \alpha - \Omega$.

Плотность теплового потока от собственного излучения планеты можно вычислить следующим образом [2]:

$$q_{cob} = \varepsilon \cdot \varphi_1 \frac{1-a}{4} \cdot S_0, \quad (2)$$

где $a = 0.38$ — среднее альбедо Земли;

ε — излучательная способность тела или степень черноты тела;

φ_1 — угловой коэффициент, характеризующий долю излучения, которая с площадки на планете попадает на площадку, расположенную на ИСЗ.

Величина φ_1 определяется формулой

$$\varphi_1 = \frac{1}{\pi} \int_s (\vec{n} \cdot \vec{e}) ds, \quad (3)$$

где $\vec{n} \cdot \vec{e}$ — угол падения на элемент поверхности ИСЗ излучения элемента поверхности планеты;

s — площадь поверхности единичной сферы, которая ограничена телесным углом ω' , характеризующим видимую часть поверхности Земли с элемента поверхности ИСЗ.

Интегрируя, получим

$$\varphi_1 = \begin{cases} \cos \psi \sin^2 \zeta_0 & \text{при } 0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} - \zeta_0 \\ \frac{\cos \psi \sin^2 \zeta_0}{\pi} \cdot \left[\frac{\pi}{2} + \arcsin(\operatorname{ctg} \psi \cdot \operatorname{ctg} \zeta_0) \right] + \\ + \frac{1}{\pi} \arcsin \left(\frac{\sqrt{\sin^2 \zeta_0 - \cos^2 \psi}}{\sin \psi} \right) - \frac{1}{\pi} \cdot \cos \zeta_0 \cdot \sqrt{\sin^2 \zeta_0 - \cos^2 \psi} & \text{при } \frac{\pi}{2} - \zeta_0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} + \zeta_0 \\ 0 & \text{при } \frac{\pi}{2} + \zeta_0 \leq \psi \leq \pi \end{cases} \quad (4)$$

где $\zeta_0 = a \sin \left(\frac{R_z}{R_{orb}} \right)$, здесь R_z — радиус Земли, R_{orb} — радиус орбиты ИСЗ;

ζ_0 характеризует видимую с площадки поверхности ИСЗ освещённую часть поверхности Земли;

ψ — угол между нормалью элемента и радиус-вектором \vec{k} , соединяющим центр КЭ ИСЗ и центр Земли.

Отражённый солнечный поток вычисляется по формуле [2]:

$$q_{отр} = A_S \cdot \varphi_2 \cdot a \cdot S_0, \quad (5)$$

где φ_2 — комбинированный угловой коэффициент, характеризующий долю излучения, которая с площадки на освещённой области планеты попадает на площадку, расположенную на КА.

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_{\omega'} \frac{F_n}{F} \cdot \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} d\omega' = \frac{1}{\pi} \int_S \frac{F_n}{F} \cdot \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} dS, \quad (6)$$

или

$$\varphi_2 = \frac{1}{\pi} \int_0^{\zeta_0} \int_0^{2\pi} \frac{F_n}{F} \cdot \frac{\cos \psi_0 + |\cos \psi_0|}{2} \sin \zeta d\zeta d\delta, \quad (7)$$

здесь $\frac{F_n}{F} = \vec{n}_{gsk} \cdot \vec{e}$, где \vec{n}_{gsk} — внешняя единичная нормаль к элементу F ; \vec{e} — единичный вектор, определяющий направление с элемента F на планету.

$\cos \psi_0 = \vec{n}_2 \cdot \vec{S}$, где \vec{n}_2 — единичная нормаль к элементу dF на поверхность планеты, \vec{S} — единичный вектор, определяющий направление на Солнце.

Совокупность уравнений для вычисления тепловых потоков

$$\begin{aligned} q_{солн} &= A_S \cdot S_0 \cdot \mu_S; \\ q_{собр} &= \varepsilon \cdot \varphi_1 \cdot \frac{1-a}{4} \cdot S_0; \\ q_{отр} &= A_S \cdot \varphi_2 \cdot a \cdot S_0; \\ q_{солн} + q_{собр} + q_{отр} &= q_{\Sigma} = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4. \end{aligned}$$

Для расчета тепловых потоков было разработано специальное программное обеспечение (ПО), структурная схема которого показана на рис. 2. Видно, что расчёт μ_S производится в модуле (4) — sr_midel_all_elem.py; расчёт φ_1 — в модуле (5) — fi1.py; а расчёт φ_2 — в модуле (8) — fi2_for_body.py.

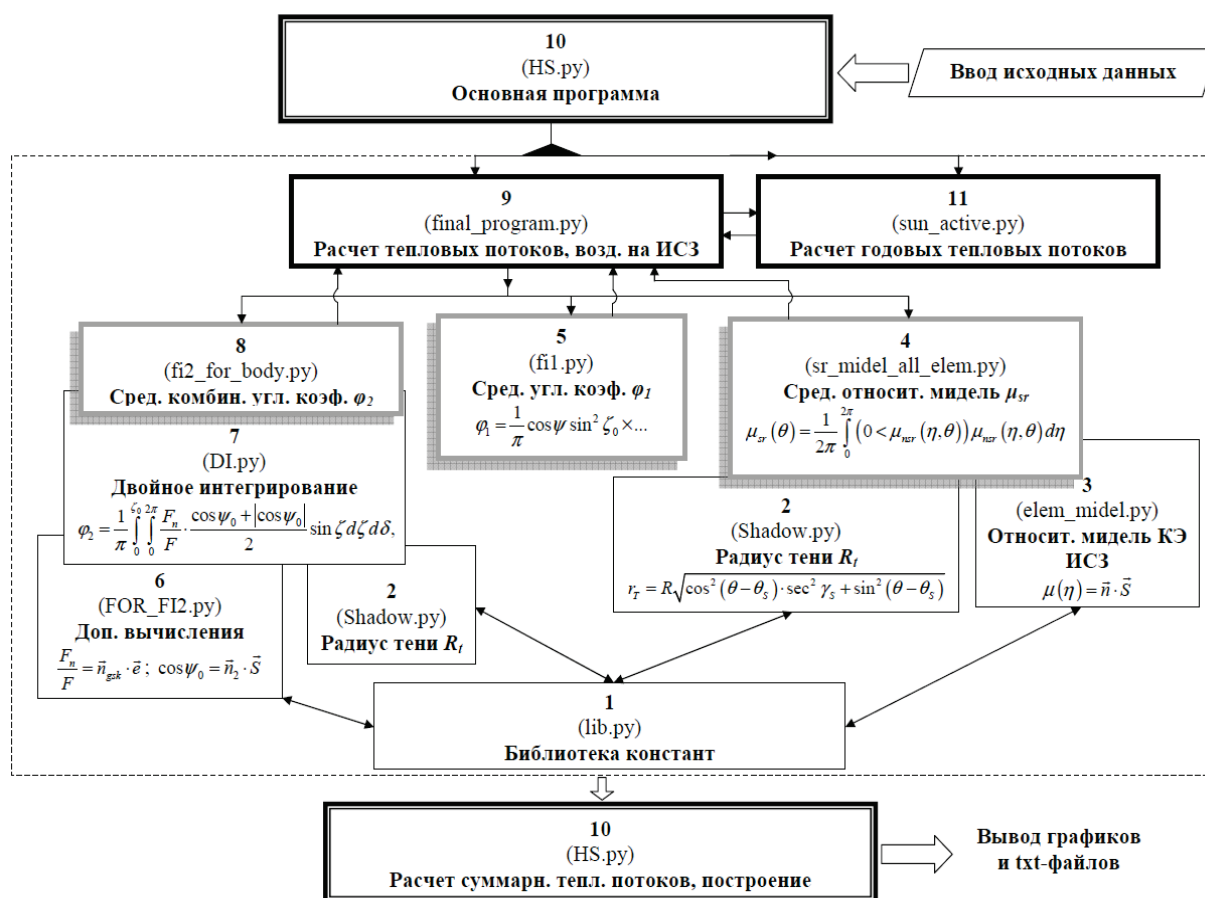


Рис. 2. Структурная схема разработанного программного обеспечения

Результаты расчёта теплового режима

Расчёт теплового режима производился с помощью специального программного обеспечения, написанного в IDLEPython3.4. были получены следующие результаты для ИСЗ на геостационарной орбите (рис. 3, 4), на круговой солнечно-синхронной орбите (рис. 5, 6).

Таким образом, получены аналитические зависимости теплового нагружения ИСЗ для различных его положений на орбите, построены графики тепловых потоков в зависимости от положения ИСЗ на орбите, а также построены графики для различных положений Солнца, т.е. графики годовой динамики тепловых потоков. Возможно использование полученных зависимостей для создания универсального программного обеспечения (ПО) для расчёта тепловых режимов для ИСЗ с цилиндрической, в частности с призматической, обечайкой, осевая линия которой коллинеарна радиус-вектору Земли.

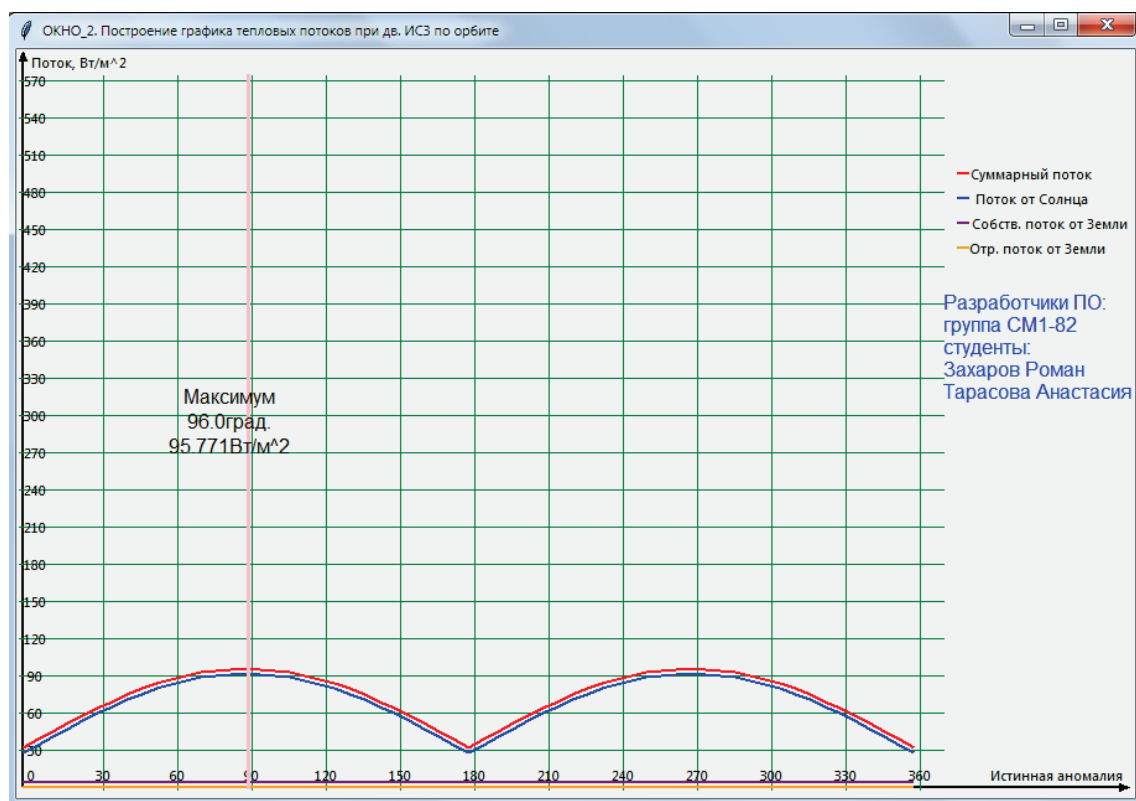


Рис. 3. Тепловые потоки для ИСЗ на геостационарной орбите

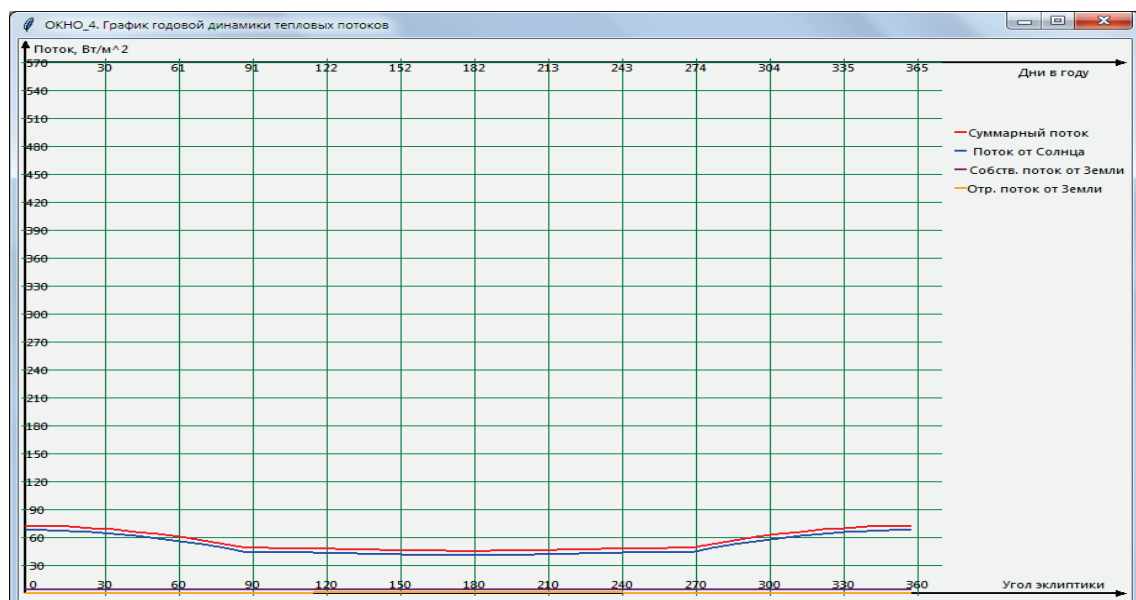


Рис. 4. Годовая динамика тепловых потоков для ИСЗ на геостационарной орбите

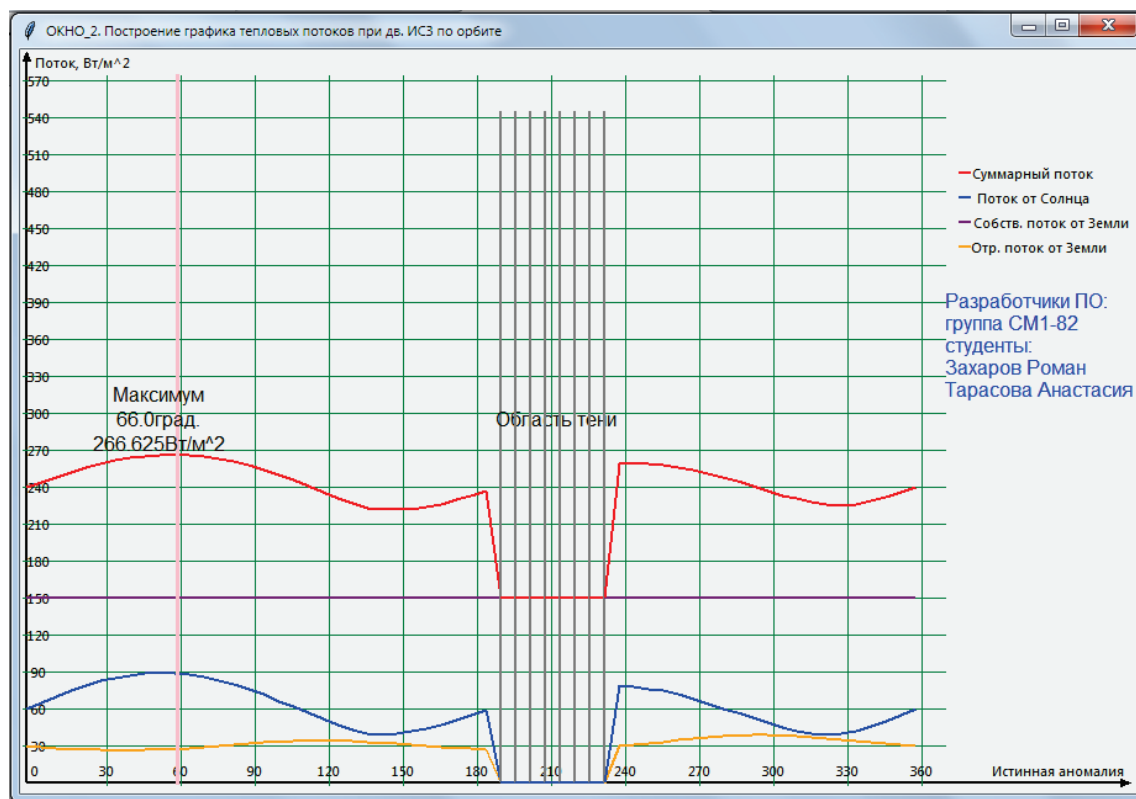


Рис. 5. Тепловые потоки для ИСЗ
на круговой солнечно-синхронной орбите

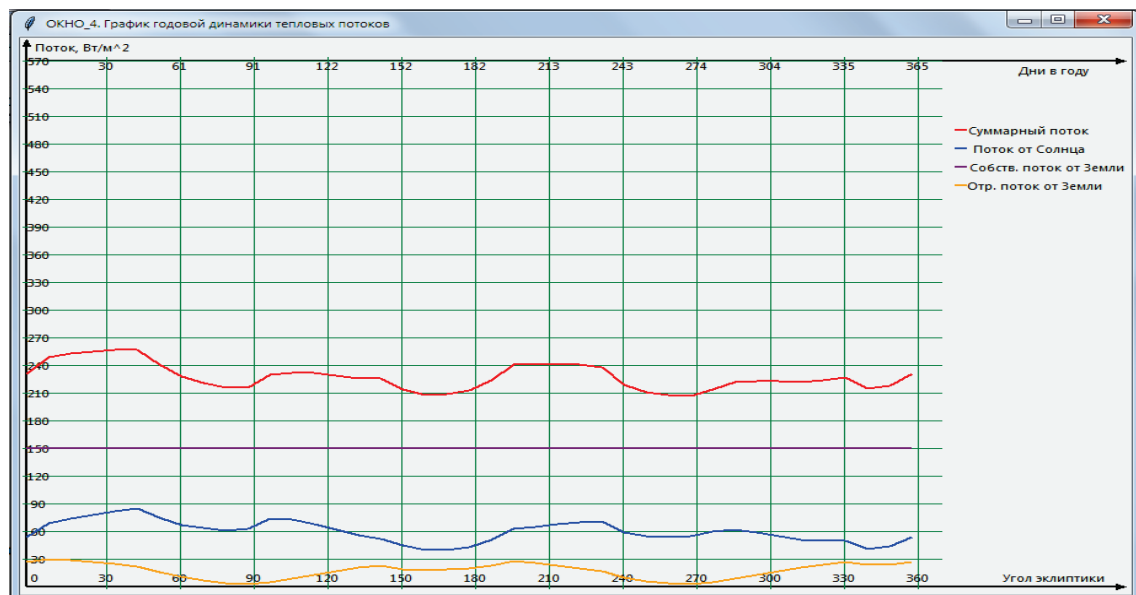


Рис. 6. Годовая динамика тепловых потоков для ИСЗ
на круговой солнечно-синхронной орбите

Основными направлениями дальнейшего развития предполагается использование разрабатываемого ПО для расчёта теплового нагружения ИСЗ различных форм (сфера, комбинированные тела) с учётом их возможного движения по крену, а также рассмотрение возмущённого движения ИСЗ (т.е. с учётом нецентрального гравитационного поля Земли с учётом атмосферы и солнечного давления) при расчёте тепловых потоков.

Л и т е р а т у р а

1. *Кинг-Хил. Д.* Искусственные спутники и научные исследования. М.: Издательство иностранной литературы, 1963. – 256 с.
 2. *Иванов Н.М., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. – 544 с.
 3. *Залетаев В.М., Капинос Ю.В.* Расчёт теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979. – 208 с.
-

АНАЛИЗ УЧЁТА УХОДЯЩЕГО ОТ ЗЕМЛИ ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ЭНЕРГОБАЛАНСА РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

Д.Н. Рулев, А.И. Спирин, М.В. Черемисин, Э.Э. Сармин

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

На российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) проводится космический эксперимент (КЭ) «Исследование характеристик излучения Земли и отработка использования их в модели системы электропитания РС МКС» (шифр «Альбе́до») [1], в рамках которого исследуется излучение системы «атмосфера - подстилающая поверхность» и осуществляется отработка методов его учёта при моделировании работы системы электропитания (СЭП) РС МКС. Энергия уходящего от Земли излучения воспринимается солнечными батареями (СБ) РС МКС для генерации электрической энергии. Величина тока, генерируемого СБ под воздействием уходящего от Земли излучения, и непосредственно характеристики излучения Земли рассматриваются как взаимосвязанные параметры.

В ходе КЭ выполняются специальные сеансы ориентации рабочими поверхностями СБ РС МКС на Землю при различных условиях освещённости, вариантах подстилающей поверхности и временных (сезонных и суточных) характеристиках. Оценка характеристик альбе́до подстилающей поверхности осуществляется по величине тока, генерируемого СБ под воздействием отражённого излучения [2÷6]. Сбор статистической информации в целях КЭ осуществляется также и в фоновом режиме при штатной ориентации СБ РС МКС.

На рис. 1÷4 представлены примеры телеметрических (ТМ) измерений токов от СБ служебного модуля (СМ) РС МКС и графиков моделируемого на этапе планирования суточного плана полёта прихода электроэнергии от СБ СМ.

На рис. 1 показан пример ТМ измерений токов от СБ служебного модуля РС МКС на фоне штатного полёта МКС, при этом временная шкала графика содержит два витка штатной ориентации СБ на Солнце и последующий виток ориентации СБ на Землю (время выставки СБ на Землю 23.05.2013 12:42-15:01 ДМВ).

Параметры модели расчёта значений прихода электроэнергии подбираются исходя из минимизации расхождения между фактическим и прогнозируемым суммарным приходом электроэнергии от СБ РС МКС за виток (световую часть витка орбиты). Расхождение фактических и

прогнозируемых значений суммарного прихода электроэнергии от СБ РС МКС за виток (при постоянных параметрах модели расчёта прихода электроэнергии) может составлять до 30 % и зависит от точности модели описания конструкции МКС, точности прогнозирования циклограммы поворотов подвижных элементов МКС и точности прогнозирования поступающего на МКС излучения от подстилающей поверхности. Переменность поступающего на СБ МКС отражённого излучения определяется фактором неоднородности отражающих свойств системы «Земля–атмосфера». Величина солнечной радиации, поступающая на МКС, меняется по трассе полёта и зависит от вида подстилающей поверхности, облачности, времени года и др.

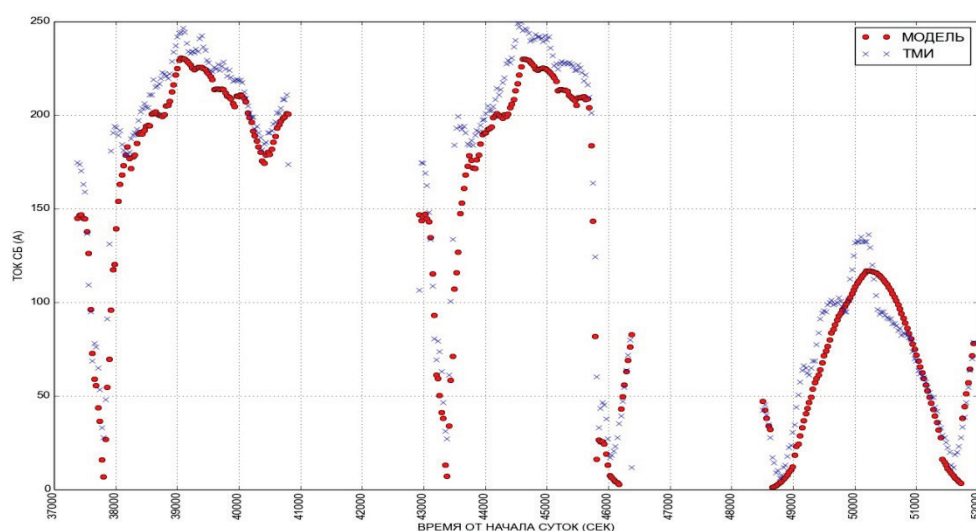


Рис. 1. Графики фактических значений прихода электроэнергии от СБ РС МКС по данным ТМ информации и модельного расчёта значений прихода электроэнергии 23.05.2013

На рис. 2÷4 представлены примеры ТМ измерений токов от СБ СМ на фоне выполнения сеансов КЭ. На рис. 2 представлен случай, когда в течение всего светового участка витка выполнялась выставка СБ на Землю. На рис. 3 представлен случай, когда в течение первой половины светового участка витка СБ находились в режиме автоматического наведения на Солнце, а выставка СБ на Землю выполнялась на второй половине светового участка витка. На рис. 4 представлен случай, когда выставка СБ на Землю осуществлялась в течение первой половины светового участка витка, после чего СБ были переведены режим автоматического наведения на Солнце.

На рисунках также представлены графики высот Солнца в подспутниковой точке МКС. Представленные графики иллюстрируют

зависимость величины уходящего от Земли излучения (и, соответственно, генерируемого тока от СБ) от высоты Солнца в подспутниковой точке МКС: чем больше высота Солнца, тем больше генерируемый СБ ток.

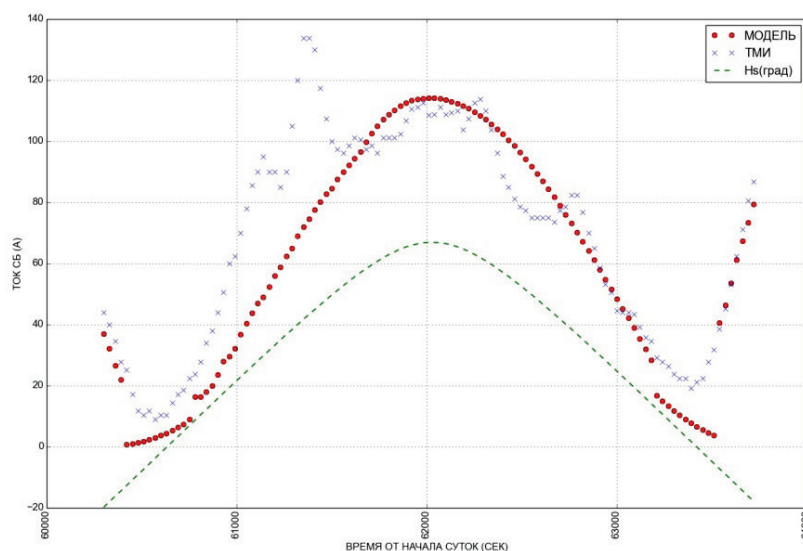


Рис. 2. Графики ТМ измерений токов от СБ СМ (график ТМИ) и моделируемого прихода электроэнергии от СБ СМ (график МОДЕЛЬ) при выставке СБ на Землю на всём световом участке витка

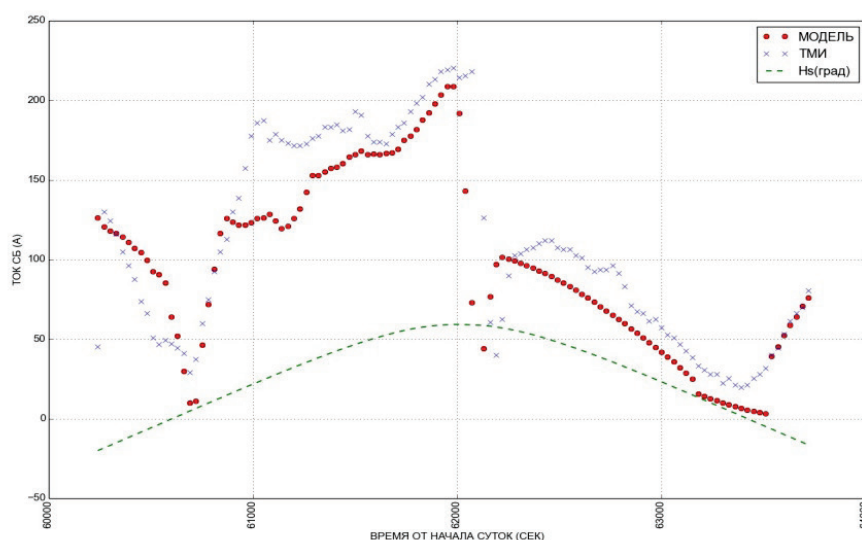


Рис. 3. Графики ТМ измерений токов от СБ СМ (график ТМИ) и моделируемого прихода электроэнергии от СБ СМ (график МОДЕЛЬ) при выставке СБ на Землю на второй половине светового участка витка

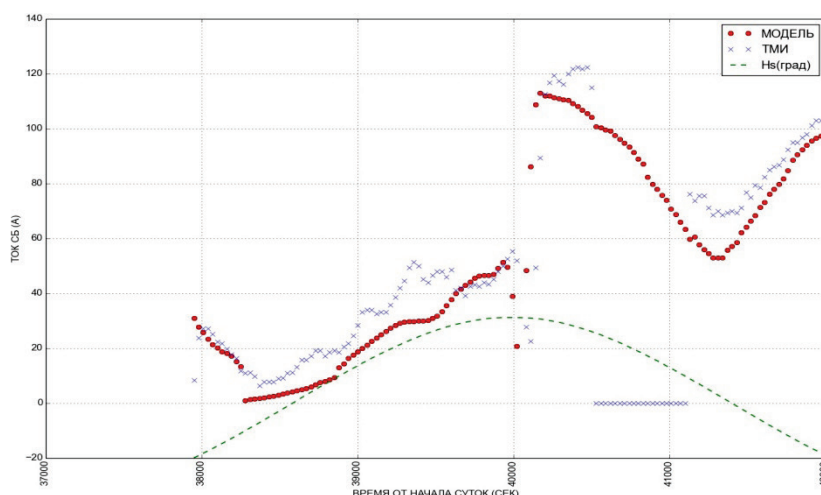


Рис. 4. Графики ТМ измерений токов от СБ СМ (график ТМИ) и моделируемого прихода электроэнергии от СБ СМ (график МОДЕЛЬ) при выставке СБ на Землю на первой половине светового участка витка

Для обеспечения детальной обработки и интерпретации целевой информации выполненных сеансов КЭ осуществляется привлечение калиброванных данных энергетической яркости, получаемых от аппаратуры SEVIRI метеорологического КА Meteosat, размещённого на геостационарной орбите над точкой с географическими координатами (0,0).

На рис. 5 представлен принцип съёмки Земли аппаратурой SEVIRI [7].

Аппаратура SEVIRI генерирует изображения Земли в 12 различных спектральных каналах, от видимого до инфракрасного, со снимаемой зоной, соответствующей номинально 3 км в точке под спутником (1 км для канала видимого высокого разрешения на сокращённой территории Земли непосредственно под спутником). В КЭ «Альбедо» предполагается использовать данные видимых каналов $\text{vis}0.6$, $0.56 \div 0.71 \mu\text{m}$ и $\text{vis}0.8$, $0.74 \div 0.88 \mu\text{m}$, которые определяют энергетическую яркость уходящего от Земли излучения в энергетических единицах $\text{mW}(\text{cm}^{-1})^{-1} \text{m}^{-2} \text{sr}^{-1}$.

Данные Уровня 1.5 аппаратуры SEVIRI отображают фиксированную радиометрическую шкалу. Эта шкала предоставляется пользователю посредством двух линейных масштабирующих параметров в заголовке изображения ("Cal_Slope" и "Cal_Offset"). Энергетическая яркость каждого спектрального диапазона определяется по уравнению:

Физические Единицы = $\text{Cal_Offset} + (\text{Cal_Slope} \times \text{Количество Пикселей Уровня 1.5})$ (выраженные в $\text{mW}(\text{cm}^{-1})^{-1} \text{m}^{-2} \text{sr}^{-1}$).

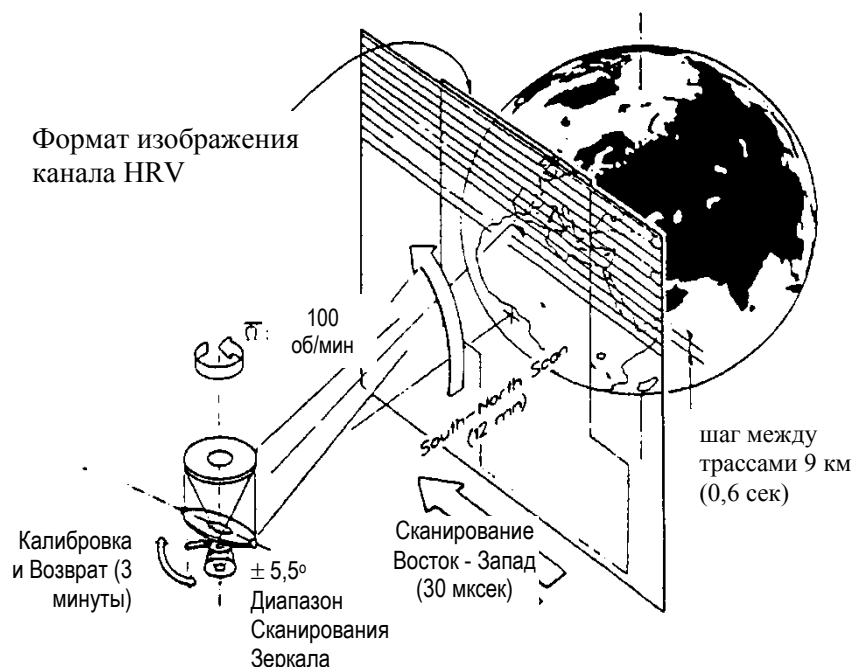


Рис. 5. Принцип съёмки Земли аппаратурой SEVIRI

Параметры "Cal_Slope" и "Cal_Offset" являются масштабирующими факторами, не связанными с процессом калибровки, выполняемым для радиометрической коррекции изображений.

На рис. 6 представлен пример полученного от аппаратуры SEVIRI КА Meteosat изображения для видимого канала (канал vis0.6, $0.56 \div 0.71 \mu\text{m}$).

С использованием калиброванных спутниковых данных аппаратуры SEVIRI получается фактическая интегральная яркость поступающего на СБ уходящего от Земли излучения в сеансах КЭ, что позволяет выполнить верификацию разрабатываемых моделей прогнозирования прихода электроэнергии от СБ с учётом поступающего на СБ излучения системы «Земля–атмосфера». На рис. 7÷9 представлены примеры результатов совместной обработки полученных в сеансах КЭ ТМ измерений токов от СБ СМ РС МКС и калиброванных данных энергетической яркости подстилающей поверхности, полученных от аппаратуры SEVIRI КА Meteosat. На рис. 7 представлены графики полученной по данным аппаратуры SEVIRI интегральной яркости поступающего на МКС уходящего от Земли излучения в сеансах КЭ. На рис. 8 представлены графики яркости прямого солнечного излучения, поступающего на

лицевую и тыльную поверхности СБ СМ в сеансах КЭ (в сеансах КЭ нормаль к лицевой поверхности СБ направлена на надир), и график полученной по данным аппаратуры SEVIRI интегральной яркости уходящего от Земли излучения, поступающего на лицевую поверхность СБ СМ.

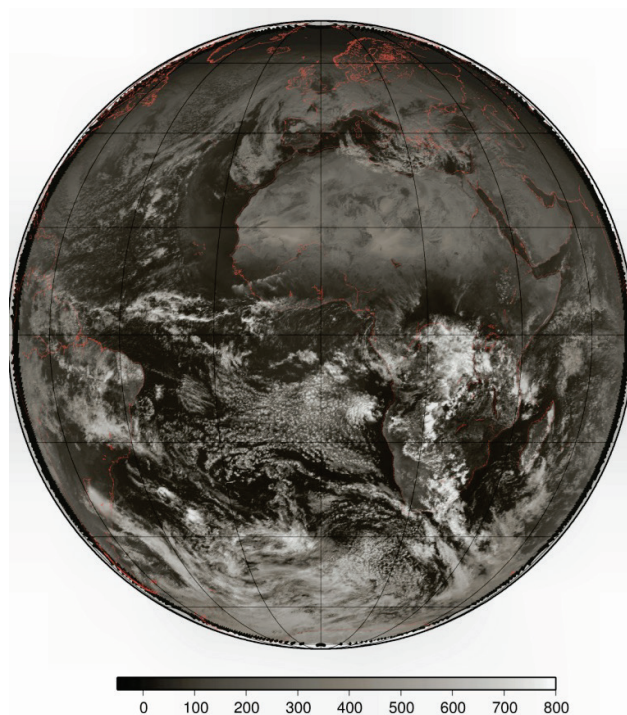


Рис. 6. Пример изображения от аппаратуры SEVIRI КА Meteorol

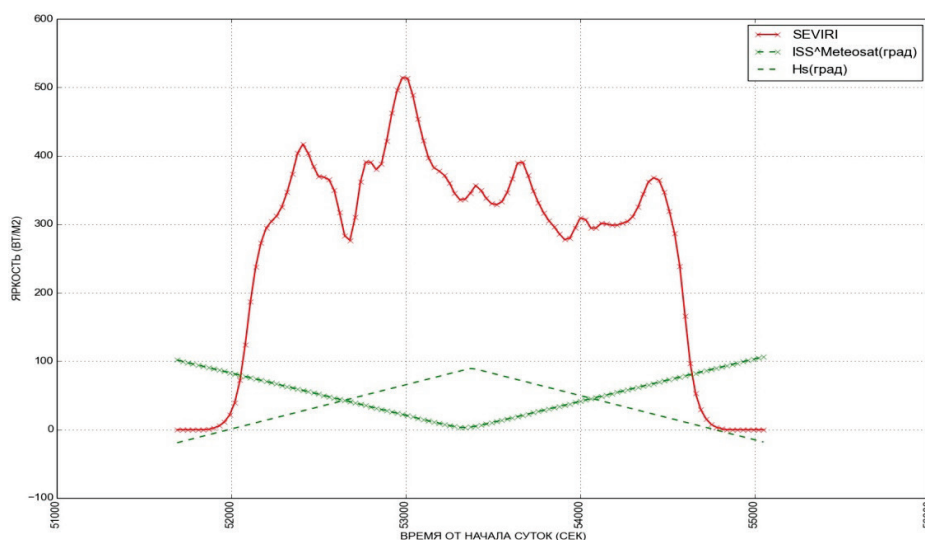


Рис. 7. Интегральная яркость поступающего на МКС уходящего от Земли излучения (график SEVIRI) в сеансе КЭ 20.03.2014 г

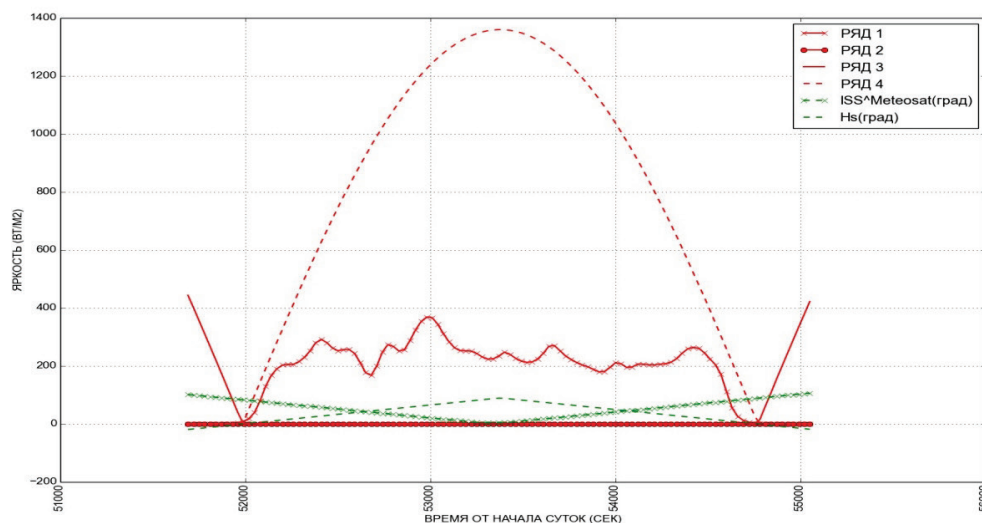


Рис. 8. Интегральные яркости уходящего от Земли излучения, поступающего на лицевую (Ряд 1) и тыльную (Ряд 2) поверхность СБ СМ и яркости прямого солнечного излучения, поступающего на лицевую (Ряд 3) и тыльную (Ряд 4) поверхности СБ СМ, в сеансе КЭ 20.03.2014 г.

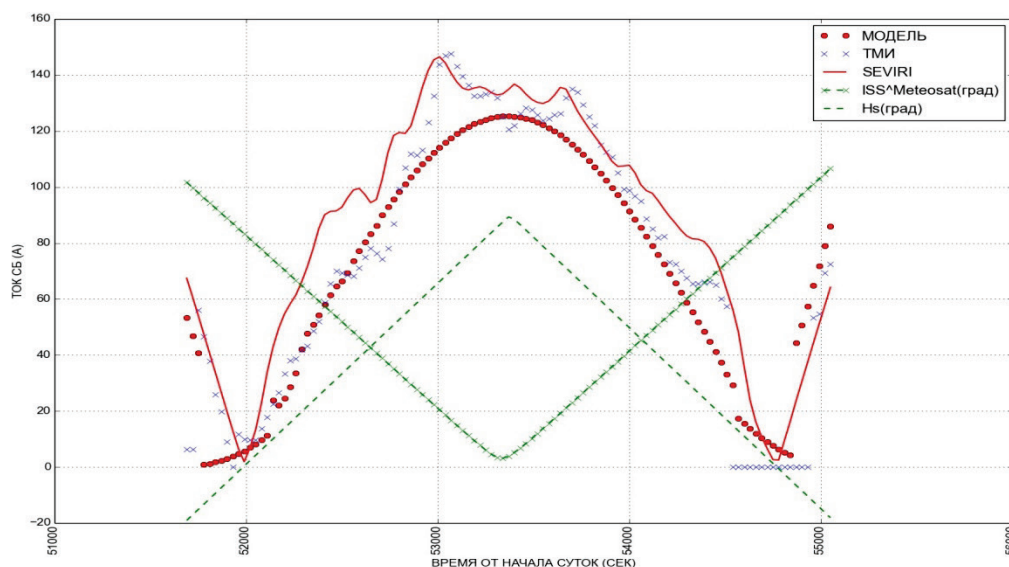


Рис. 9. Графики ТМ измерений токов от СБ СМ (ТМИ), прихода электроэнергии от СБ СМ, полученного на этапе планирования суточного плана полёта (МОДЕЛЬ) и оценка прихода электроэнергии от СБ СМ, полученная на основе интегральной яркости уходящего от Земли излучения по данным от аппаратуры SEVIRI (SEVIRI), в сеансе КЭ 20.03.2014 г.

На рис. 9 представлены графики ТМ измерений токов от СБ СМ РС МКС, прихода электроэнергии от СБ СМ РС МКС, полученного на этапе планирования суточного плана полёта, и оценка прихода электроэнергии от СБ СМ РС МКС, полученная на основе вышеуказанных данных интегральной яркости уходящего от Земли излучения по данным от аппаратуры SEVIRI. На рис. 7÷9 также представлены графики высот Солнца в подспутниковой точке МКС и углов между радиус-векторами МКС и КА Meteosat.

Из представленных графиков видно, что, с одной стороны, ТМ измерения токов от СБ СМ согласуются с оценкой прихода электроэнергии, полученной на основе яркости уходящего от Земли излучения по данным от аппаратуры SEVIRI. С другой стороны, существует определённое рассогласование между ТМ измерениями токов от СБ СМ и оценкой прихода электроэнергии по данным от аппаратуры SEVIRI. Несмотря на наличие вышеуказанного рассогласования анализ представленной информации показывает, что измерения энергетической яркости уходящего от Земли излучения, получаемые от аппаратуры SEVIRI метеорологических КА системы Meteosat, могут быть использованы в качестве калиброванных данных энергетической яркости в КЭ «Альбедо».

Наряду с системой электропитания РС МКС в КЭ используется научная аппаратура дистанционного зондирования Земли. На рис. 10 представлен пример полученных спектральных кривых (в спектроэнергетических единицах Вт/см²/ср/нм) уходящего от Земли излучения, регистрируемого аппаратурой ФСС (фотоспектральная система, предназначенная для измерений спектров отражённого излучения подстилающих поверхностей в диапазоне длин волн от 350 до 1050 нм и фотоизображений в видимом диапазоне длин волн, разработанная и доставленная на РС МКС для реализации КЭ «Ураган» [8]) при отслеживании точек подстилающей поверхности, с изображением наблюдаемых участков. Полученные яркостные данные будут использованы при детальной обработке целевой информации КЭ совместно с калиброванными спутниковыми данными энергетической яркости земной поверхности, получаемыми, в том числе, с геостационарных метеоспутников Meteosat (аппаратура SEVIRI).

Отметим, что наряду с проведением описанных сеансов КЭ на РС МКС, планируется выполнение специальных сеансов орбитальной ориентации транспортного грузового корабля (ТГК) «Прогресс» с ориентацией СБ ТГК на Землю. Данные сеансы КЭ представляются особенно значимыми потому, что на ТГК минимизируется негативной

эффект переотражения потоков солнечного и уходящего от Земли излучения от элементов конструкции КА [9, 10].

В результате реализации КЭ будут отработаны методики определения и использования характеристик альбедо Земли в модели СЭП РС МКС, разработаны рекомендации по режимам управления СЭП РС МКС и возможным путям построения СБ на перспективных КА с учётом возможностей генерации электроэнергии под воздействием уходящего от Земли излучения. Полученные в КЭ результаты, наряду с их непосредственным применением для целей управления МКС, могут быть использованы в системах глобального мониторинга Земли.

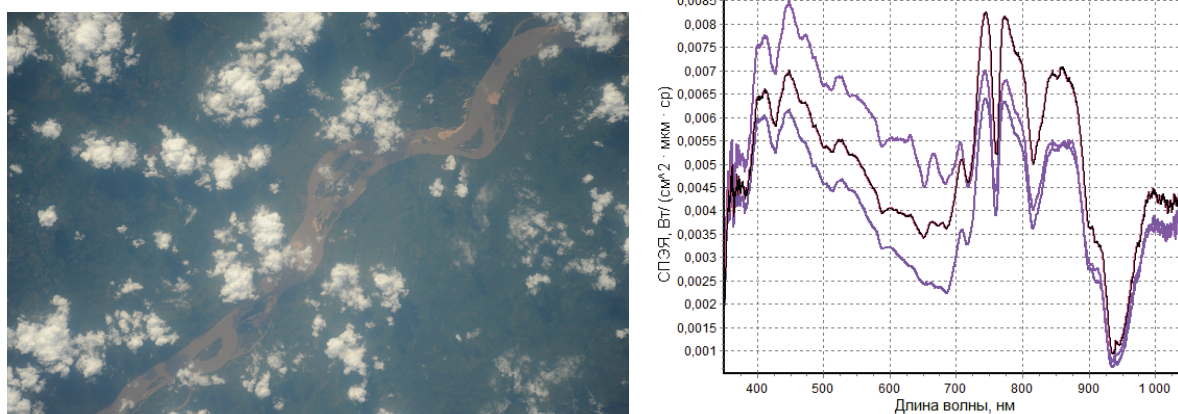


Рис. 10. Изображение и спектральные кривые, полученные по измерениям аппаратуры ФСС в сеансе 13.08.2013, время 14:42:08 (GMT)

Л и т е р а т у р а

1. Рулев Д.Н., Черемисин М.В., Сармин Э.Э. Первые результаты реализации на борту РС МКС космического эксперимента «Альбедо» // Труды XLVIII Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань, Центр оперативной печати, 2014 г.
2. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П. Математическое обеспечение автоматизированного планирования исследований на орбитальном комплексе «Мир» // Космические исследования, т.27, вып.1, 1989, с.126-134.
3. Стажков В.М., Брюханов Н.А., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Мельник И.В. Использование математического моделирования при оценке энергобаланса на российском сегменте МКС // Сборник статей под редакцией Н.А. Брюханова, М.Ю. Беляева. Ракетно-космическая

- техника. серия XII. выпуск 1, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, 2008 г., с.65-74.
4. *Рулев Д.Н.* Способ определения альбедо земной поверхности в подспутниковых точках орбиты космического аппарата // Патент России № 2376615. 2009. Бюл. № 35.
 5. *Рулев Д.Н., Стажков В.М.* Способ определения альбедо Земли // Патент России № 2353920. 2009. Бюл. № 12.
 6. *Рулев Д.Н.* Способ определения альбедо земной поверхности // Патент РФ № 2547169. 2015. Бюл. № 10.
 7. MSG Level 1.5 Image Data Format Description. EUMETSAT. 2013.
 8. *Беляев М.Ю., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Десинов Л.В., Малышев В.Б., Беляев Б.И.* Использование научной аппаратуры «Фотоспектральная система» в эксперименте «Ураган» // Труды XLIV Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань, Центр оперативной печати, 2010. С.51-59.
 9. *Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В.* Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений угловой скорости и тока солнечных батарей // Космическая техника и технологии, РКК «Энергия», г. Королёв, № 2, 2013.
 10. *Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В.* Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полёте грузового корабля «Прогресс М-20М» // Космическая техника и технологии, РКК «Энергия», г. Королёв, № 3, 2014.
-

ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ИЗУЧЕНИЮ КОНВЕКЦИИ АППАРАТУРОЙ ДАКОН-М НА МКС И ТГК «ПРОГРЕСС»

*Г.Ф. Путин¹, А.Ф. Глухов¹, И.А. Бабушкин¹, Д.А. Завалишин²,
А.И. Иванов³, М.Ю. Беляев⁴, Т.В. Матвеева⁴, В.В. Сазонов⁵*

¹Пермский государственный национальный исследовательский университет;

²Российские космические системы;

³Центральный научно-исследовательский институт машиностроения;

⁴Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва;

⁵ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Датчик конвекции ДАКОН-М

Жёстко закрепленные на корпусе искусственного спутника Земли научные приборы испытывают остаточные микроускорения, которые в ряде случаев влияют на изучаемые с помощью этих приборов процессы. Физические процессы и системы, на которые микроускорения влияют достаточно сильно, называют гравитационно-чувствительными. Примерами таких процессов могут служить выращивание полупроводникового кристалла из расплава и некоторые другие процессы космического материаловедения.

Проведение научных экспериментов требует тщательного контроля среды, в которой эксперименты выполняются. Эта среда должна быть в определенном смысле чистой. Чистота среды контролируется, как правило, по нескольким параметрам, и в космических экспериментах с гравитационно-чувствительными системами одним из таких параметров является уровень остаточных микроускорений. На научных спутниках этот уровень измеряется, и принимаются меры по его снижению. Кроме того, проводятся эксперименты с относительно простыми гравитационно-чувствительными системами для изучения механизма гравитационной чувствительности. Регулярное выполнение таких экспериментов следует рассматривать как важную часть мониторинга микрогравитационной среды на спутнике. Примером относительно простой гравитационно-чувствительной системы, практически идеально подходящей для решения перечисленных задач, может служить Датчик Конвекции – ДАКОН. Эксперименты с этим датчиком проводились еще на станции «Мир» [1]. Как показано в [2–5], показания датчика конвекции зависят от испытываемых им микроускорений.

Датчик ДАКОН-М, эксперименты с которым проводились на МКС [6], – усовершенствованный вариант датчика ДАКОН. Он представляет собой полость в форме цилиндра, заполненную углекислым газом. Диаметр и высота цилиндра имеют одинаковое значение $L=10$ см. На

противоположных основаниях цилиндра поддерживается фиксированная разность температур $\Delta T = 60^\circ \text{C}$. Внутри полости установлены две дифференциальные термопары для измерения разностей температур в двух парах фиксированных точек. Эти разности температур – измерения датчика. Они выдаются в цифровом виде с шагом 1 с. Чтобы пояснить эти измерения, свяжем с датчиком правую декартову систему координат $Dx_1x_2x_3$. Начало системы, точка D , находится на оси цилиндра вблизи его центра. Ось Dx_3 направлена по оси цилиндра от его холодного основания к горячему. Пары точек, в которых измеряются разности температур, расположены на осях Dx_1 и Dx_2 . Точки каждой пары расположены симметрично относительно оси Dx_3 , причём все точки одинаково удалены от неё.

Результаты измерений зависят от частотных свойств датчика и микроускорений. В орбитальном полёте датчик ведёт себя как линейный фильтр низких частот, и его показания допускают простую интерпретацию. Обозначим Q_1 и Q_2 разности температур в термопарах, расположенных по осям Dx_1 и Dx_2 соответственно. Пусть ε_i и n_i ($i = 1, 2, 3$) – компоненты в системе координат $Dx_1x_2x_3$ низкочастотных составляющих углового ускорения этой системы и микроускорения точки D , $\beta \approx 0.003 \text{K}^{-1}$ – коэффициент теплового расширения газа в полости. Тогда [4, 5] $Q_1 \sim F_1$, $Q_2 \sim F_2$, где

$$F_1 = kn_1 - 2\varepsilon_2, \quad F_2 = kn_2 + 2\varepsilon_1, \quad k = \frac{\beta \Delta T}{L} \approx 1.8 \text{м}^{-1}. \quad (1)$$

Как видно из приведенных соотношений, показания датчика могут служить интегральной характеристикой микрогравитационной обстановки на борту космического аппарата в области низких частот. Кроме того, сравнение измерений датчика с результатами математического моделирования конвекции газа в полости, полученными с учётом реальных испытываемых полостью линейных и угловых микроускорений (ср. [3–5]), позволит оценить точность принятой математической модели. Все это объясняет интерес к экспериментам такого рода.

Результаты экспресс-анализа последних экспериментов с датчиком ДАКОН-М на борту МКС приведены в [6, 7]. Экспресс-анализ состоял в сопоставлении показаний датчика с функциями $F_1(t)$ и $F_2(t)$. Значения этих функций были рассчитаны по данным измерений американского акселерометра MAMS и телеметрической информации о вращательном движении станции. За указанным сопоставлением должно последовать детальное математическое моделирование процессов в датчике и расчёт

его показаний по схемам [3–5]. Однако такое моделирование пока не принесло результатов.

Ниже описана методика расчёта функций $F_1(t)$, $F_2(t)$ и приведен пример сопоставления показаний датчика с этими функциями. Затем обсуждается возможность выполнения экспериментов с датчиком на транспортных грузовых кораблях (ТГК) «Прогресс» в их автономном полёте. Обсуждение основано на результатах вычисления функций $F_1(t)$ и $F_2(t)$ для реальных движений ТГК.

Проведение экспериментов на ТГК привлекает возможностью создания разнообразной микрогравитационной обстановки. На борту Российского сегмента МКС подходящие условия для экспериментов с ДАКОН-М возникают не часто. Успех экспериментов, описанных в [6, 7] был обусловлен выбором условий их проведения, когда квазистатические микроускорения были сравнительно велики – существующий вариант датчика не обладает достаточной чувствительностью для регистрации микроускорений во время «спокойного» полёта станции в режиме орбитальной ориентации, поддерживаемой гиродинами.

Эксперименты на МКС. Данные измерений датчика ДАКОН-М и акселерометра MAMS

Во время экспериментов датчик находился в Служебном модуле (СМ) МКС. Направления осей системы координат $Dx_1x_2x_3$ и координаты точки D задавались в системе $Oy_1y_2y_3$, связанной СМ. Точка O – центр масс станции, ось Oy_1 параллельна продольной оси СМ и направлена от его переходного отсека к агрегатному отсеку, ось Oy_2 перпендикулярна оси вращения солнечных батарей СМ. Направления осей систем $Dx_1x_2x_3$ и $Oy_1y_2y_3$ связаны соотношениями $x_1 = -y_2$ и $x_2 = -y_1$, $x_3 = -y_3$. Ниже, если не оговорено особо, компоненты векторов и координаты точек указываются в системе $Oy_1y_2y_3$.

Низкочастотный акселерометр MAMS установлен в американском модуле Lab и измеряет кажущееся ускорение – микроускорение с обратным знаком. Его измерения рассматриваются как измерения микроускорения в левой системе координат $Mz_1z_2z_3$, направления осей которой связаны с осями системы $Oy_1y_2y_3$ формулами: $z_1 = y_1$, $z_2 = y_2$ и $z_3 = -y_3$. Скорость выборки MAMS – 10 измерений в секунду, прибор позволяет измерять микроускорения в диапазоне частот $10^{-5} \div 5$ Гц и диапазоне амплитуд $10^{-6} \div 2 \cdot 10^{-3}$ м/с².

Группа PIMS (Principal Investigator Microgravity Services) NASA, курирующая акселерометр, выполняет низкочастотную фильтрацию его измерений и устраняет смещение нуля. Обработанные данные имеют шаг по времени 16 с. В экспресс-анализе экспериментов с ДАКОН-М использовались обработанные данные, пересчитанные в систему $Oy_1y_2y_3$.

Примеры данных измерений датчика конвекции и акселерометра приведены на рис. 1а, 2а. Графики зависимости этих данных от времени изображены черными линиями. Измерения ДАКОН-М были получены для 2257 моментов времени, измерения MAMS – для 706 моментов времени. На рассматриваемом отрезке времени МКС находилась в орбитальной ориентации, которая поддерживалась реактивными двигателями СМ или ТГК «Прогресс-М». Внутри этого отрезка выполнялась отстыковка шаттла. Двигатели выключались за несколько минут до начала этой операции и включались через несколько минут после её окончания. Детальное описание вращательного движения МКС приведено ниже.

Даже обработанные данные измерений MAMS содержат составляющие с частотой более 1 Гц. Чтобы устранить их, данные сглаживались дискретными рядами Фурье [6]. Ряды строились независимо для каждой компоненты микроускорения. Ряды, построенные по данным измерений на отрезке времени $0 \leq t \leq T$ ($T > 0$), имеют вид

$$\chi_i(t) = \alpha_i + \beta_i t + \sum_{m=1}^M a_{im} \sin \frac{\pi m t}{T} \quad (i = 1, 2, 3). \quad (2)$$

Коэффициенты $\alpha_i, \beta_i, a_{im}$ находились методом наименьших квадратов. Графики построенных выражений (2) в случае $M = 250$ изображены красными линиями на рис. 2а.

Расчет микроускорений на МКС

Микроускорения в точках установки датчика конвекции рассчитывались по телеметрической информации о вращательном движении станции и измерениям американского акселерометра MAMS. Методика расчёта по телеметрической информации изложена в работах [6, 8, 9]. Эта информация представляет собой значения кватерниона, задающего ориентацию МКС относительно абсолютной системы координат, и вектора угловой скорости станции в дискретные моменты времени с шагом около 1 с. Телеметрическая информация использовалась следующим образом. Сначала относящиеся к некоторому интервалу времени телеметрические данные – компоненты кватерниона и вектора угловой скорости – сглаживались дискретными рядами Фурье вида (2).

Число гармоник в аппроксимирующих выражениях выбиралось из условия достаточно точного совпадения результатов расчёта компонент угловой скорости двумя способами. В первом способе они вычислялись по выражениям (2), сглаживающим измерения угловой скорости; во втором способе – по аналогичным выражениям, сглаживающим значения компонент кватерниона и производным этих выражений. Затем, используя полученные сглаживающие выражения и кинематические уравнения, на этом интервале вычислялось угловое ускорение станции, и, наконец, микроускорение в точке расположения датчика рассчитывалось в функции времени.

Полученные значения микроускорения обусловлены движением станции как твёрдого тела и не содержат вклада от низкочастотных упругих колебаний её корпуса, а также от результирующей силы, вызванной механическим взаимодействием с шаттлом и функционированием двигателей ориентации. Чтобы учесть эти факторы, в расчётные значения включались измерения акселерометра MAMS. Этот акселерометр находился на американском сегменте МКС достаточно далеко от ДАКОН-М, и его значения в точку установки датчика пересчитывались следующим образом.

Для расчёта квазистатической составляющей микроускорения известна простая формула. Пусть станция представляет собой твёрдое тело и точка P жёстко с ней связана. Тогда квазистатическая составляющая \mathbf{n} микроускорения в точке P имеет вид [2, 6, 8]

$$\mathbf{n}_P = \mathbf{n}(\mathbf{r}) + \mathbf{w}, \quad \mathbf{n}(\mathbf{r}) = \mathbf{r} \times \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) \times \boldsymbol{\omega} + \frac{\mu_e}{|\mathbf{R}|^3} \left[\frac{3(\mathbf{R} \cdot \mathbf{r})\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^2} - \mathbf{r} \right]. \quad (3)$$

Здесь $\mathbf{n}(\mathbf{r})$ – составляющая микроускорения, вызываемая силами инерции и гравитации, \mathbf{w} – слагаемое, обусловленное силами иной природы, \mathbf{r} – радиус-вектор точки P относительно центра масс станции, \mathbf{R} – геоцентрический радиус-вектор этого центра масс, $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость станции, μ_e – гравитационный параметр Земли.

Слагаемое \mathbf{w} не зависит от выбора точки P на станции. Если движение последней неуправляемо или управляется посредством гиродиннов, то это слагаемое определяется в основном аэродинамическим сопротивлением [2, 8, 9]. На отрезке полёта, рассматриваемого в данной работе (см. также [6, 7]), \mathbf{w} содержит дополнительный вклад от сил, создаваемых двигателями ориентации и взаимодействием шаттла со станцией.

Если в некоторой точке борта Q , имеющей радиус-вектор \mathbf{r}' относительно центра масс станции, измерить микроускрение $\mathbf{n}_Q = \mathbf{n}(\mathbf{r}') + \mathbf{w}$ и по какой-либо информации найти величины $\boldsymbol{\omega}$, $d\boldsymbol{\omega}/dt$ и \mathbf{R} , то согласно (3) по формуле $\mathbf{n}_P = \mathbf{n}_Q - \mathbf{n}(\mathbf{r}') + \mathbf{n}(\mathbf{r})$ можно найти реальную квазистатическую составляющую микроускорения в любой точке борта P . Поскольку станция испытывает упругие колебания, такой пересчёт справедлив только для квазистатической составляющей микроускорения и достаточно близких точек P , Q . Справедливость такого пересчёта для анализа экспериментов с датчиком конвекции в определённой степени подтверждается результатами [8]. В этой работе формула $\mathbf{n}_Q = \mathbf{n}(\mathbf{r}') + \mathbf{w}$ позволила со среднеквадратичной ошибкой около 10^{-6} м/с^2 согласовать измерения MAMS и расчёт микроускорений по движению МКС в случае, когда это движение управлялось с помощью гиродинов. В любом случае такой пересчёт позволяет получить интересные данные для математического моделирования.

Пример аппроксимации вращательного движения станции и расчёта её углового ускорения представлен на рис. 3. Чтобы пояснить рисунок, введём орбитальную систему координат $OY_1Y_2Y_3$. Ось OY_2 направлена по геоцентрическому радиусу-вектору этой точки, ось OY_3 направлена противоположно вектору орбитального кинетического момента станции, ось OY_1 дополняет систему до правой. Положение системы $Oy_1y_2y_3$ относительно системы $OY_1Y_2Y_3$ будем задавать с помощью углов Крылова ψ (рысканье), γ (крен) и θ (тангаж), определяемых следующим образом. Система $OY_1Y_2Y_3$ может быть переведена в систему $Oy_1y_2y_3$ тремя последовательными поворотами: 1) на угол ψ вокруг оси OY_2 , 2) на угол γ вокруг новой оси OY_1 , 3) на угол θ вокруг новой оси OY_3 , совпадающей с осью Oy_3 .

Вернемся к рисунку. На рис. 3а сплошные кривые представляют рассчитанную по аппроксимациям компонент кватерниона зависимость от времени углов Крылова, которые задают положение системы координат $Oy_1y_2y_3$ относительно орбитальной системы. Маркеры рядом с этими кривыми указывают значения углов (каждое сотое значение), рассчитанных по телеметрическим значениям кватерниона. Графики на рис. 3б – это графики компонент угловой скорости станции. Красные кривые – результат расчёта компонент вектора $\boldsymbol{\omega}$ с помощью выражений (2), сглаживающих телеметрические значения угловой скорости, черные кривые получены с использованием аналогичных сглаживающих

выражений кватерниона. На рис. 3в приведены графики компонент углового ускорения станции, рассчитанного по сглаживающим выражениям кватерниона и угловой скорости.

Результаты пересчёта квазистатической составляющей микроускорения из точки расположения МAMS в точку расположения ДАКОН-М приведены на рис. 2б. Здесь изображены графики компонент n_1^D , n_2^D и n_3^D этой составляющей.

Эксперименты на МКС. Результаты экспресс-анализа

Измерения датчика конвекции сопоставлялись с параметрами микрогравитационной среды, имевшей место при проведении измерений. Как было указано выше, входными сигналами датчика служат функции $F_1(t)$ и $F_2(t)$, определённые формулами (1). Эти функции были рассчитаны по значениям компонент микроускорения в точке установки датчика и компонент углового ускорения станции. Графики входных сигналов изображены красными линиями на рис. 1а рядом с черными линиями соответствующих измерений $Q_1(t)$ и $Q_2(t)$. Непосредственное сравнение функций $F_i(t)$ и $Q_i(t)$ затруднительно, поскольку они измеряются в разных единицах. Более информативно сравнение безразмерных центрированных функций

$$F'_i(t) = \frac{F_i(t) - \langle F_i \rangle}{F_i^*}, \quad Q'_i(t) = \frac{Q_i(t) - \langle Q_i \rangle}{Q_i^*},$$

$$F_i^* = \max_t |F_i(t) - \langle F_i \rangle|, \quad Q_i^* = \max_t |Q_i(t) - \langle Q_i \rangle| \quad (i = 1, 2).$$

Графики таких функций приведены на рис. 1б; черные линии – измерения, красные – входной сигнал. Как видно из рисунков, имеет место близость обоих наборов функций, что свидетельствует об определённом успехе экспериментов и о перспективности применения датчиков такого рода в мониторинге квазистатических микроускорений на борту космических аппаратов (ср. [2–5]).

Эксперименты на ТГК «ПРОГРЕСС»

Микрогравитационная обстановка на Российском сегменте МКС не подходит для экспериментов с датчиком конвекции ДАКОН-М. Микроускорения в высокочастотном диапазоне (свыше 20 Гц) слишком велики из-за работы бортового оборудования, а в низкочастотном диапазоне (менее 0.1 Гц) – слишком малы для нечувствительного датчика. Чтобы сигнал датчика был содержательным – заметным образом зависел от испытываемого им возмущения, микроускорения должны быть

значительными, но низкочастотными. На МКС такие условия создаются при разного рода динамических операциях [10, 11]. Подходящая обстановка может быть обеспечена на кораблях «Прогресс» за счёт выбора режима их вращательного движения. Выбирая нужным образом режимы движения и места установки датчика на корабле, можно обеспечить широкий диапазон амплитудно-частотных свойств микроускорений.

Возможные режимы вращательного движения кораблей «Прогресс», пригодные для проведения экспериментов в области микрогравитации, рассмотрены в [12]. Реализация некоторых из этих режимов описана в [13–15]. В [16] описана реализация ещё одного режима движения ТГК «Прогресс» – одноосной солнечной ориентации (закрутки ТГК на Солнце), который можно использовать для микрогравитационных экспериментов. Ниже рассматривается проведение экспериментов с датчиком в двух режимах: режиме закрутки на Солнце и режиме гравитационной ориентации вращающегося спутника [14, 15].

В режиме закрутки на Солнце движение корабля близко к стационарному вращению вокруг главной центральной оси максимального момента инерции. Эта ось составляет с нормалью к плоскости солнечных батарей (СБ) угол $5 \div 7^\circ$. В начальный момент времени нормаль выставляется на Солнце и кораблю сообщается вокруг неё угловая скорость $2.2^\circ/\text{с}$. В результате корабль начинает совершать регулярную прецессию с малым углом нутации вокруг направления, близкого к направлению «Земля – Солнце». Под действием, в основном, гравитационного момента ось прецессии медленно поворачивается, но за 1–2 орбитальных витка, в течение которых обычно применяется этот режим, её смещение мало. Графики компонент угловых скорости и ускорения ТГК «Прогресс М-11М» в режиме закрутки на Солнце приведены на рис. 4а, б. Компоненты относятся к строительной системе координат корабля $Oy_1y_2y_3$: ось Oy_1 параллельна его продольной оси и направлена от стыковочного узла к агрегатному отсеку, ось Oy_2 перпендикулярна плоскости СБ, светочувствительная сторона СБ обращена к полупространству $y_2 > 0$. Ниже компоненты векторов и координаты точек указываются в системе $Oy_1y_2y_3$.

На рис. 4в приведены графики компонент микроускорения в точке с координатами $(-5 \text{ м}, 0.5 \text{ м}, 0.5 \text{ м})$. Графики функций $F_1(t)$ и $F_2(t)$ для этой точки в случае, когда пары осей Oy_1, Dx_1 и Oy_2, Dx_2 параллельны и одинаково направлены, приведены на рис. 4 г. Как видно из рисунка, входной сигнал датчика имеет простую форму и значительную амплитуду. Это обстоятельство делает режим удобным для тестирования.

Чтобы согласовать описание режима гравитационной ориентации вращающегося спутника с предыдущими публикациями [10–15], орбитальную систему координат и её оси обозначим иначе. Систему обозначим $OX_1X_2X_3$. Точка O – центр масс корабля, ось OX_3 направлена по геоцентрическому радиус-вектору этой точки, ось OX_2 направлена по вектору орбитального кинетического момента корабля. Будем считать, что оси строительной системы $Oy_1y_2y_3$ являются главными центральными осями инерции корабля. Обработка по методике [16] измерений угловой скорости корабля «Прогресс М-20М», выполненных в режиме закруток на Солнце в феврале 2014 г., показала, что отклонение главной центральной оси минимального момента инерции от оси Oy_1 составляет менее 1° , отклонения осей максимального и среднего моментов инерции от осей Oy_2 и Oy_3 не превосходит 5° .

Положение строительной системы координат относительно орбитальной системы будем задавать углами γ , δ и β , которые введём посредством следующего условия. Система $OX_1X_2X_3$ может быть переведена в систему $Oy_1y_2y_3$ тремя последовательными поворотами: 1) на угол $\delta + \pi/2$ вокруг оси OX_2 , 2) на угол β вокруг новой оси OX_3 , 3) на угол γ вокруг новой оси OX_1 , совпадающей с осью Oy_1 . Углы δ и β задают направление оси Oy_1 в орбитальной системе координат, угол γ задаёт поворот корабля вокруг этой оси.

В режиме гравитационной ориентации вращающегося спутника корабль вращается с угловой скоростью $0.1 - 0.3^\circ/\text{с}$ вокруг оси Oy_1 , совершающей малые колебания относительно положения, близкого к оси OX_3 . Пример движения корабля «Прогресс М-20М» в этом режиме приведен на рис. 5. Здесь изображены графики зависимости от времени углов γ , δ , β , угловых скоростей, а также график разности $\Delta\gamma(t) = \gamma(t) - c_0 - c_1t$, где $c_0 - c_1t$ – линейная аппроксимация функции $\gamma(t)$, построенная методом наименьших квадратов. Метод реконструкции движения, представленного на этом рисунке, описан в [14, 15].

Графики компонент углового ускорения ТК «Прогресс М-20М» приведены на рис. 6 а. На рис. 6 б приведены графики компонент микроускорения в точке с координатами $(-5 \text{ м}, 0.5 \text{ м}, 0.5 \text{ м})$. Графики функций $F_1(t)$ и $F_2(t)$ для этой точки в случае одинакового направления осей Oy_1 , Dx_1 и Oy_2 , Dx_2 приведены на рис. 6 в. Как видно из рисунков, входные сигналы имеют не простую форму, их амплитуды варьируются довольно значительно, но остаются малыми. Это обстоятельство делает

режим интересным для проведения экспериментов с ДАКОН-М и другими гравитационно-чувствительными системами.

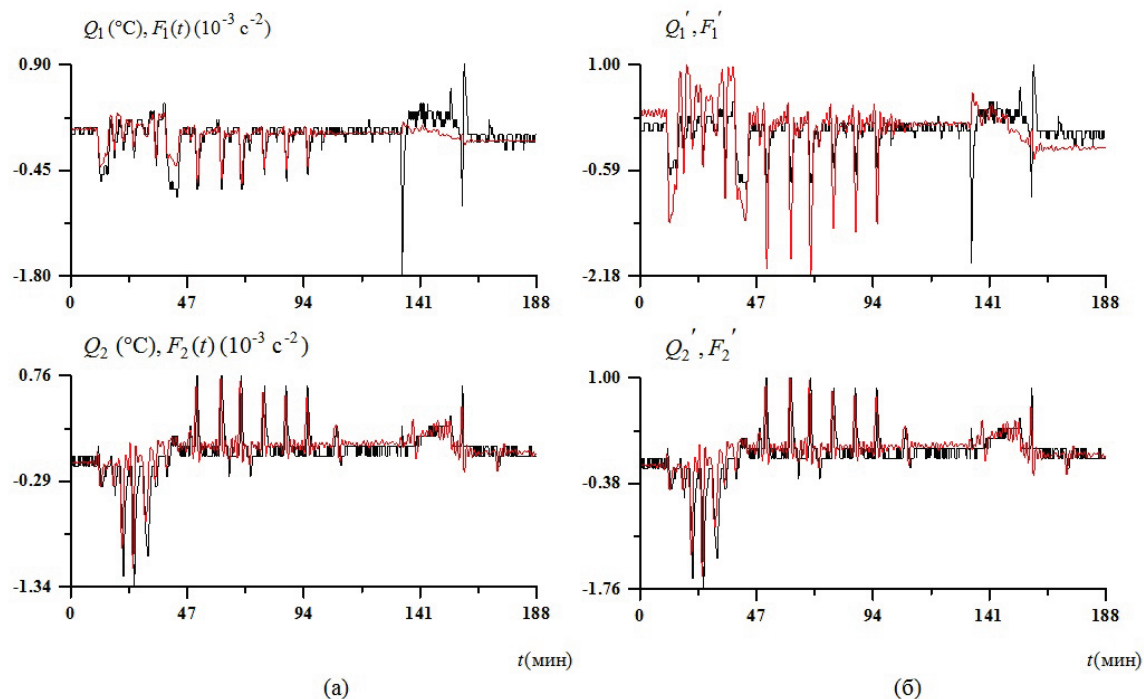


Рис. 1. Сопоставление микроускорений и показаний датчика. Момент $t = 0$ соответствует: 07:46:40 ДМВ 19.07.2011

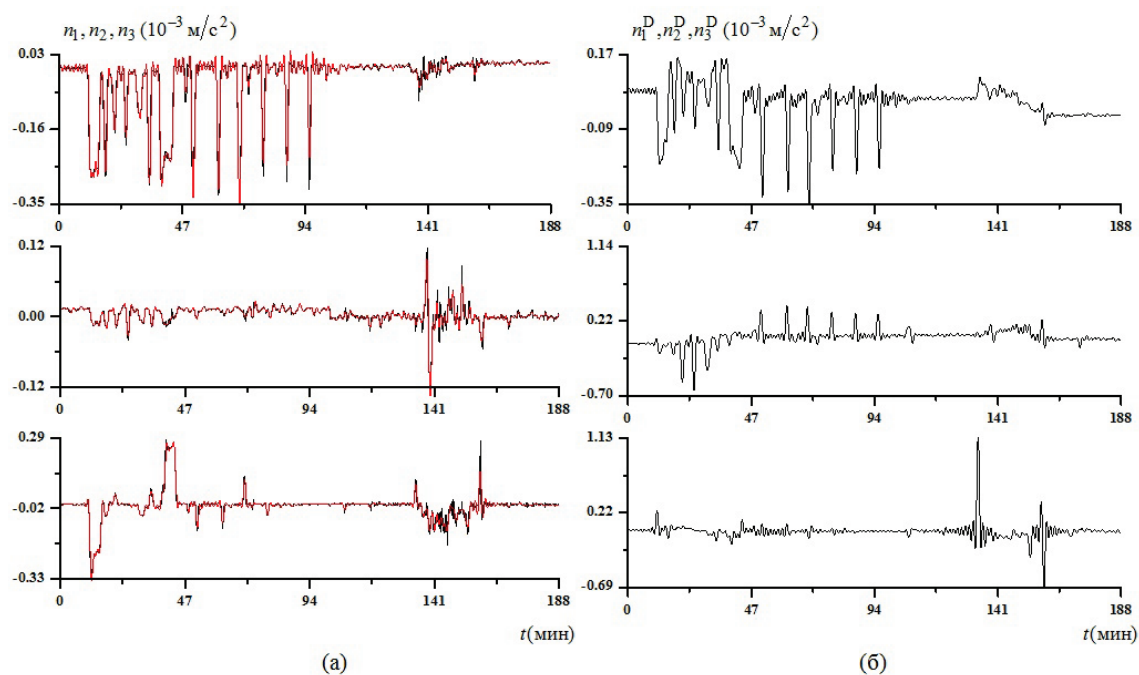


Рис. 2. Момент $t = 0$ соответствует: 07:46:40 ДМВ 19.07.2011, (а) исходные данные МАМС (чёрные графики) и их аппроксимация (красные графики), (б) данные МАМС, пересчитанные в точку установки ДАКОНа

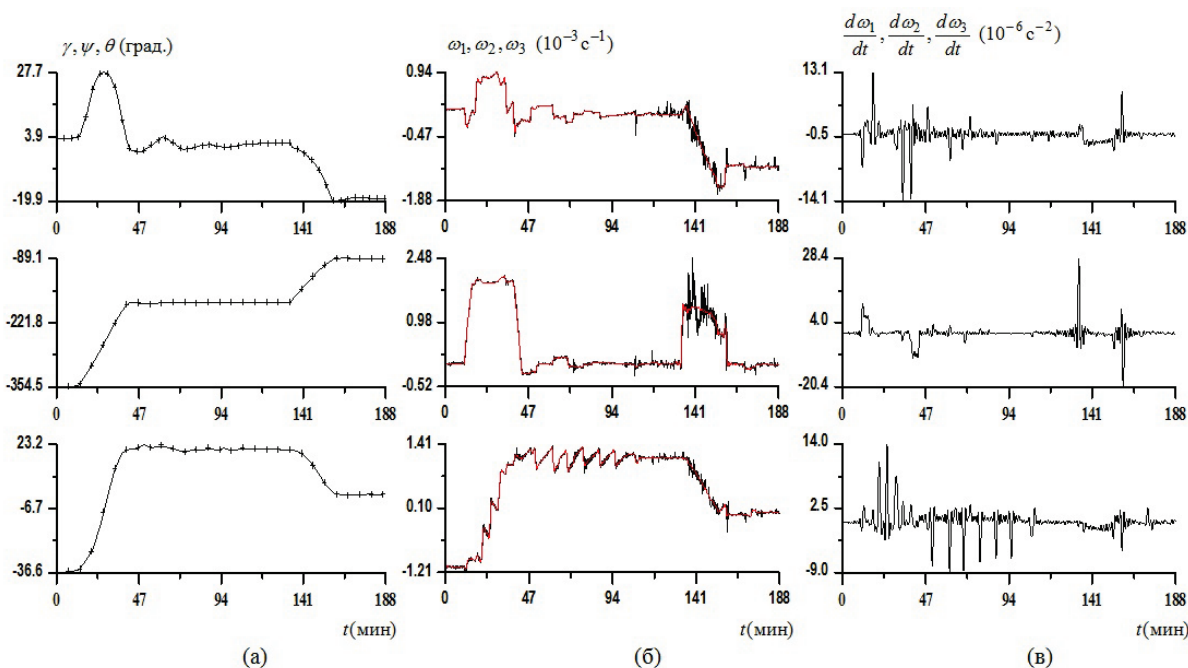


Рис. 3. Вращательное движение станции. Момент $t = 0$ соответствует: 07:46:40 ДМВ 19.07.2011, (а) углы, (б) компоненты угловой скорости, (в) компоненты углового ускорения

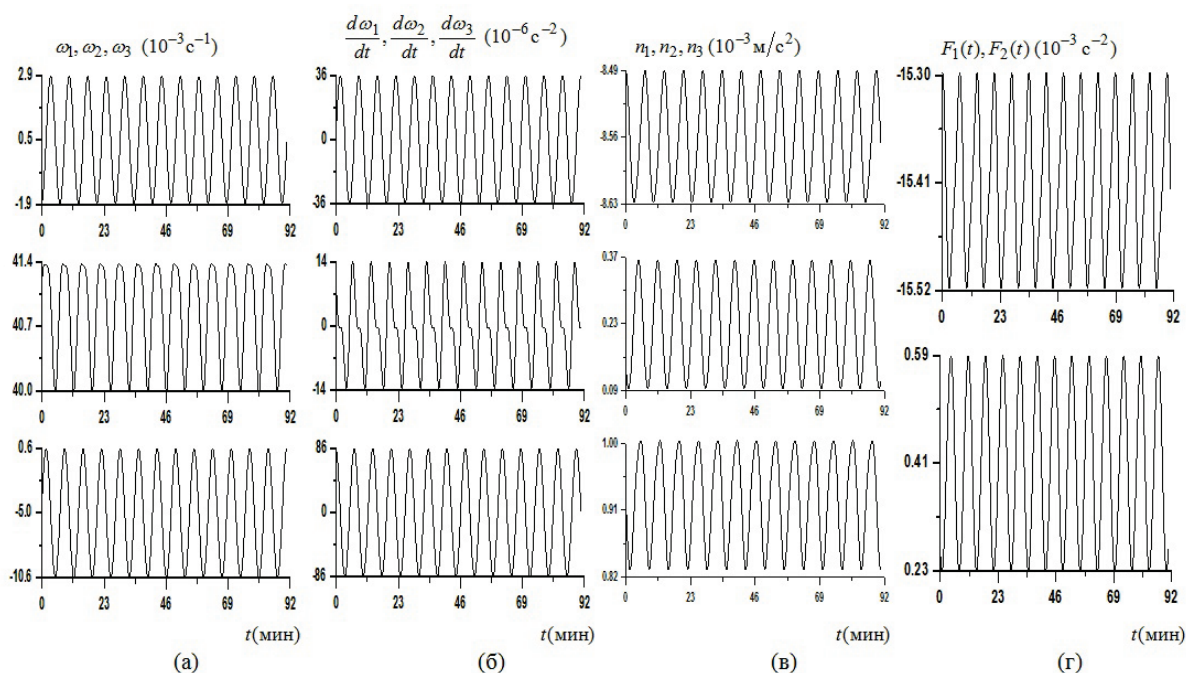


Рис. 4. Характеристики вращательного движения ТПК «Прогресс М-11М» в режиме солнечной закрутки. Момент $t = 0$ соответствует: 14:40:58 ДМВ 07.02.2014, (а) компоненты угловой скорости, (б) компоненты углового ускорения, (в) компоненты микроускорения в точке $(-5 \text{ м}, 0.5 \text{ м}, 0.5 \text{ м})$, (г) функции $F_1(t), F_2(t)$ для этой точки

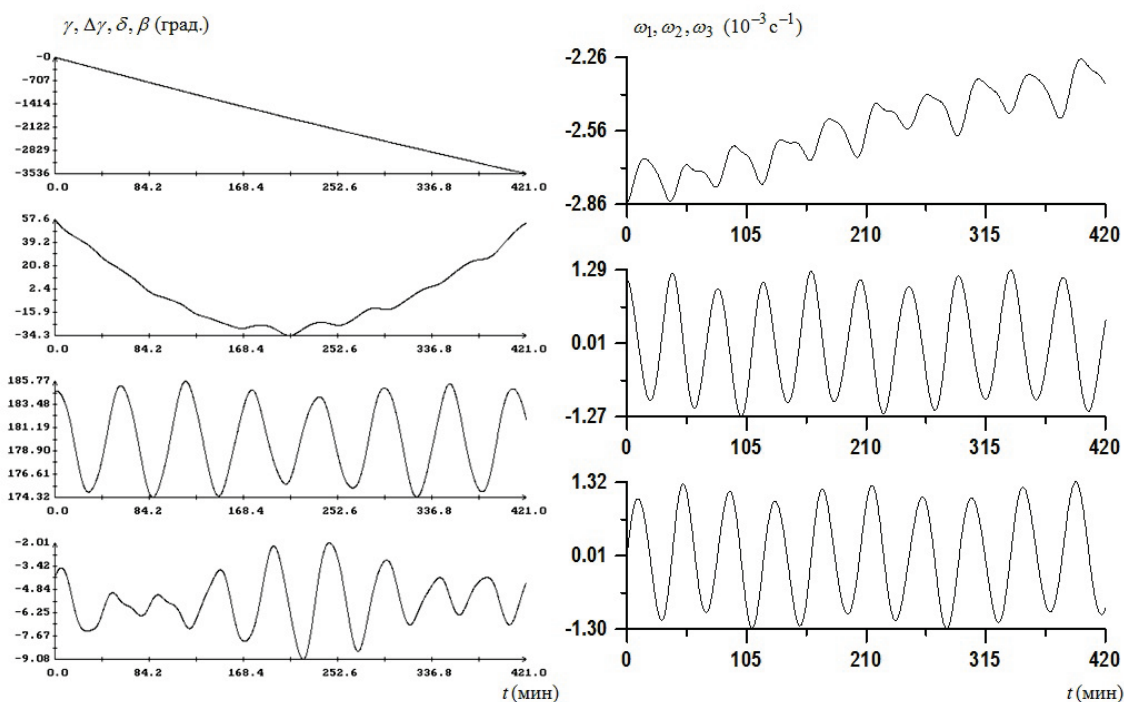


Рис. 5. Движение ТПК «Прогресс М-20М» в режиме гравитационной ориентации вращающегося спутника. Момент времени $t=0$ на графиках соответствует: 13:52:03 ДМВ 08.02.2014

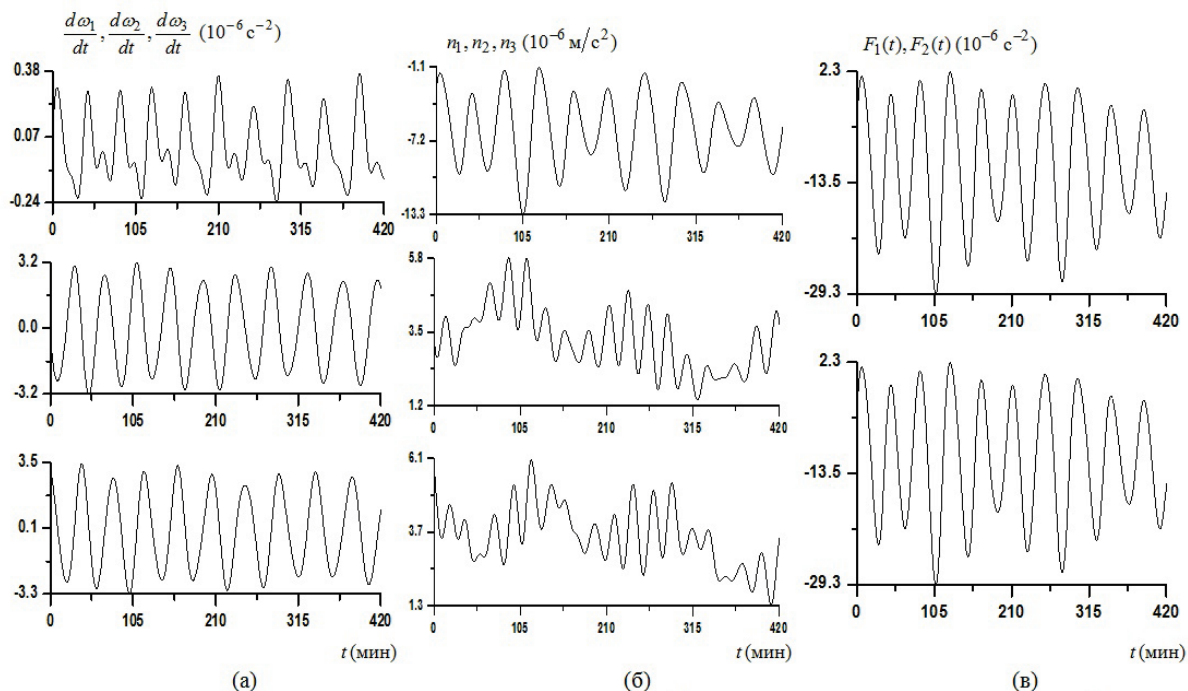


Рис. 6. Момент $t=0$ соответствует: 13:52:03 ДМВ 08.02.2014, (а) компоненты углового ускорения ТПК, (б) – компоненты микроускорения в точке $(-5 \text{ м}, 0.5 \text{ м}, 0.5 \text{ м})$, (г) функции $F_1(t), F_2(t)$ для этой точки.

Л и т е р а т у р а

1. *Бабушкин И.А., Богатырёв Г.П., Глухов А.Ф., Путин Г.Ф., Авдеев С.В., Иванов А.И., Максимова М.М.* Изучение тепловой конвекции и низкочастотной микрогравитации на орбитальном комплексе «Мир» при помощи датчика «Дакон» // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 161-169.
2. *Сазонов В.В., Комаров М.М., Полежаев В.И., Никитин С.А., Ермаков М.К., Зыков С.Г., Стажков В.М., Рябуха С.Б., Асеев Х., Либерман Е.* Микроускорения на орбитальной станции «Мир» и оперативный анализ гравитационной чувствительности конвективных процессов тепло-массопереноса // Космические исследования. 1999. Т. 37. № 1. С. 86-101.
3. *Бессонов О.А., Полежаев В.И.* Математическое моделирование конвекции в датчике «Дакон» в условиях реального космического полёта // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 170-178.
4. *Никитин С.А., Полежаев В.И., Сазонов В.В.* Об измерении квазистатической компоненты микроускорения на борту ИСЗ с помощью датчика конвекции // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 179-187.
5. *Никитин С.А., Полежаев В.И., Сазонов В.В.* Исследование квазистатической компоненты микроускорения на борту ИСЗ с помощью датчика конвекции // Климов Д.М. (ред.) «Проблемы механики», сб. статей, посвящённый 90-летию со дня рождения А.Ю. Ишлинского, М.: Физматлит, 2003, с. 600-618.
6. *Путин Г.Ф., Глухов А.Ф., Бабушкин И.А., Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Иванов А.А., Сазонов В.В.* Исследование микроускорений на борту Международной космической станции с помощью датчика конвекции ДАКОН-М // Космические исследования. 2012. Т. 50. № 5. С. 373-379.
7. *Путин Г.Ф., Глухов А.Ф., Бабушкин И.А., Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Иванов А.А., Сазонов В.В.* Эксперименты с датчиком конвекции ДАКОН-М на МКС и ТК «Прогресс» // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2014. № 76.
8. *Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М.* Определение квазистатической компоненты микроускорения, возникающего на борту Международной космической станции // Космические исследования. 2004. Т. 42. № 2. С. 162-171.

9. Сазонов В.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Стажков В.М., Бабкин Е.В. Определение квазистатической компоненты микроускорения на станции «Мир» // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 136-147.
 10. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Оценка динамических характеристик Международной космической станции по измерениям микроускорений // Космические исследования. 2009. Т. 47. № 2. С. 193-203.
 11. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Определение характерных частот упругих колебаний конструкции МКС // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 4. С. 362-370.
 12. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Сазонов В.В. Режимы неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» для экспериментов в области микрогравитации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2004. № 44.
 13. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА "Прогресс" // Космические исследования. 2006. Т. 44. № 1. С. 52-61.
 14. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Реализация режима гравитационной ориентации на корабле «Прогресс М-20М» // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2014. № 63.
 15. Беляев М.Ю., Легостаев В.П., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Отработка методов проведения экспериментов в области микрогравитации в автономном полёте грузового корабля «Прогресс М-20М» // Космическая техника и технологии. 2014. № 3. С. 22-32.
 16. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей "Прогресс" по данным измерений угловой скорости и тока солнечных батарей // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 19-32.
-

ИТЕРАТИВНЫЙ ПОДХОД К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ СРОКОВ РЕАЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА С УЧЁТОМ ЕГО ХАРАКТЕРИСТИК

С.Б. Пичугин, А.В. Марков, С.С. Промтова, А.Г. Гайфутдинова

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Вопросы корректного прогнозирования сроков исполнения космических экспериментов (КЭ), приобретают особое значение в связи с ужесточением требований к экономической отдаче космических программ. Однако возникают ситуации, когда однажды зафиксированные нормативы реализации этапов КЭ не позволяют с достаточной степенью точности спрогнозировать срок его исполнения. Планирование КЭ всё жёстче требует соответствующих методик, позволяющих обоснованно прогнозировать сроки исполнения, учитывая характеристики научной аппаратуры (НА), реализующей КЭ, и уровень развития космической отрасли.

Предлагается методика, позволяющая осуществлять прогноз срока исполнения КЭ на основе комплексного подхода к прогнозированию, учитывая изменчивость обстановки в космической отрасли, особенности КЭ и характеристики НА. Методика базируется на интеграции ряда методов математико-статистического анализа, описанных в [1–4].

В общем виде зависимость срока исполнения КЭ (ТКЭ) от характеристик НА и особенностей КЭ (x_1, \dots, x_n) можно описать следующей функцией:

$$T_{\text{КЭ}} = f(x_1, \dots, x_n)$$

Основой предлагаемой методики является срок исполнения КЭ-аналога, по которому число корректировок минимально. Обязательным условием является также то, что выборка КЭ-аналогов формируется так, чтобы они по срокам реализации отстояли относительно недалеко от КЭ-объекта прогноза. Последнее условие позволяет учитывать динамику изменения ситуации в отрасли.

Методика включает ряд шагов.

На шаге 1 формируется выборка КЭ-аналогов, сопоставимых по времени и условиям их реализации. Например, выбирают горизонт временного интервала 3 года и рассматривают КЭ, реализованные за последние 3 года, условие реализации задают как место реализации — МКС.

На шаге 2 для КЭ, вошедших в выборку, определяется набор их характеристик и характеристик НА, от которых зависит срок исполнения КЭ и по которым будет производиться сравнение. Указанные характеристики называют элементами сравнения [1]. Их определяют экспертным методом либо статистическим методом с учётом значимости.

На шаге 3 определяют поправки к срокам исполнения КЭ-аналогов, связанные с различием этих КЭ по заданным элементам сравнения. Для этого применяют следующие методы:

- экспертный метод (поправки определяют эксперты);
- статистический метод (поправки определяют на основе корреляционно-регрессионного анализа);
- метод задания абсолютных сроков (элементу сравнения ставят в соответствие поправку в абсолютном выражении на основе опытных данных или данных о регламенте подготовки КЭ);
- метод парных коэффициентов.

Метод парных сравнений относительно не нов и достаточно широко применяется для оценки в области финансов [1]. Однако до настоящего времени он не находил применения в оценке сроков исполнения КЭ, несмотря на его высокую эффективность в прогнозировании финансовых показателей [2].

Суть метода парных коэффициентов состоит в том, что поправку вычисляют, используя данные о тех КЭ, которые существенно отличаются друг от друга только по одному элементу сравнения. Поправку задают либо в процентном, либо в абсолютном выражении. Процентные поправки определяют по следующей формуле:

$$П_{\text{проц}} = \frac{T_{\text{ОПСБА}}}{T_{\text{ОПСУА}}} - 1,$$

где $П_{\text{проц}}$ – поправка в процентном выражении (мультипликатор);

$T_{\text{ОПСБА}}$ – срок исполнения КЭ-ближайшего аналога (объекта парного сравнения, ОПС);

$T_{\text{ОПСУА}}$ – срок исполнения КЭ-удалённого аналога.

Поправки в абсолютном значении $П_{\text{кон.ср.}}$ находят по формуле:

$$П_{\text{кон.ср.}} = T_{\text{ОПСБА}} - T_{\text{ОПСУА}}.$$

В рамках предлагаемой методики при использовании метода парных коэффициентов скорректированный срок исполнения КЭ-аналога $T_{\text{ск.ан.}j}$ определится следующим образом:

$$T_{\text{ск.ан.}j} = T_{\text{п.ан.}j} + \sum T_{\text{п.ан.}j} \cdot P_{\text{ипроц}} + \sum P_{\text{ккон.ср.}j},$$

где j – количество КЭ-аналогов;

$T_{\text{ск.ан.}j}$ – скорректированный срок j -го аналога;

$T_{\text{п.ан.}j}$ – первоначальный срок j -го аналога до внесения корректировок;

i – количество элементов сравнения с процентными поправками;

$\sum P_{\text{ипроц.}j}$ – сумма процентных поправок к сроку j -го аналога;

k – количество элементов сравнения с поправками в абсолютном значении;

$\sum P_{\text{ккон.ср.}j}$ – сумма поправок в абсолютном значении к сроку j -го аналога.

На шаге 4 определяют искомый прогнозируемый срок исполнения КЭ, согласуя между собой скорректированные сроки исполнения КЭ-аналогов, полученные на базе всех упомянутых методов (экспертного, статистического, задания абсолютных сроков и парных коэффициентов). Для этого определяют средневзвешенное значение скорректированных сроков КЭ-аналогов, используя данные о количестве корректировок для того или иного аналога. Формула расчёта веса j -го аналога:

$$\text{Уд. вес}_j = \frac{\frac{1}{n_j}}{\sum \frac{1}{n_j}},$$

где Уд. вес_j – удельный вес скорректированного срока j -го аналога;

n_j – количество внесённых поправок в срок исполнения j -го аналога сопоставленного с объектом прогноза.

На завершающем шаге находим прогнозную длительность подготовки КЭ с заданными параметрами:

$$T_{\text{кэ}} = \sum T_{\text{ск.ан.}j} \cdot \text{Уд. вес}_j.$$

Для демонстрации применения предлагаемой методики использована база данных ОАО «РКК «Энергия».

Исходными данными для примера являются характеристики КЭ с параметрами реализации, указанными в табл. 1.

Поставлена задача с помощью предлагаемой методики оценить срок реализации данного КЭ.

На шаге 1 определена следующая выборка КЭ-аналогов: «РТКС», «Фон», «Климат», «Тахомаг» и «Солнце-Терагерц».

Таблица 1

Характеристики КЭ-объекта прогноза

Характеристики	
Год начала	2015
Число интерфейсов	5
Необходимость ТМИ	нет
Необходимость в навигации	нет
Потребность в точной ориентации	да
Необходимость в ВКД	да
Масса	30
Габариты (макс), м	3
Энергопотребление, Вт	5

На шаге 2 экспертным методом сформирован набор элементов сравнения указанных КЭ-аналогов, включающий число интерфейсов, требуемых для НА, используемой в рамках КЭ, потребность в обмене телеметрической информацией (ТМИ) в процессе КЭ, навигации, ориентации НА, необходимость производить работы в открытом космосе (внекорабельная деятельность экипажа, ВКД), а также энергомассогабаритные показатели НА.

Исходные данные для проведения последующих расчётов были сведены в табл. 2.

Таблица 2

Исходные данные

Элементы сравнения	Объект прогноза	РТКС	Фон	Климат	Тахомаг	Солнце-Терагерц
Срок исполнения КЭ, дн	?	73	585	332	269	477
Год начала	2015	2014	2013	2011	2012	2013
Кол-во интерфейсов, шт	5	1	5	7	7	4
Необходимость ТМИ	нет	нет	да	да	да	да
Необходимость в навигации	нет	нет	нет	да	да	нет
Потребность в точной ориентации	да	нет	да	да	да	да
Необходимость ВКД	да	да	да	да	да	да
Масса, кг	30	5	21	55	50	49
Габариты (макс), м	3	0,3	0,4	0,8	1,2	0,5
Энергопотребление, Вт	5	5	95	195	125	55

На шаге 3 определялись поправки. Сроки, указанные в данном примере, не являются реальными, а использованы исключительно в целях демонстрации работы методики.

Экспертным методом определялись поправки, связанные с необходимостью получения в процессе КЭ сведений о ТМИ, навигации и ориентации. Эксперт сообщил, что поправки для каждого из указанных элементов сравнения составляют +6 дней (табл. 3).

Таблица 3

Поправки, определённые экспертным методом

Элементы сравнения	Удлинение срока
Необходимость ТМИ	6 дн
Необходимость в навигации	6 дн
Потребность в точной ориентации	6 дн

Статистическим методом определялась поправка по элементу сравнения «Необходимость ВКД». Удлинение срока согласования определялось как медианное значение по выборке из 5-ти транзакций. Расчёты осуществлялись с помощью ПО MS Excel. Результаты расчёта представлены в табл. 4.

Таблица 4

Поправки, определённые статистическим методом

Элементы сравнения	РТКС	Фон	Климат	Тахомаг	Солнце-Терагерц	Медиана
Необходимость ВКД, дн	25	1	15	35	26	25

Таким образом, необходимость выполнения операций вне корабля удлиняет срок согласования КЭ в среднем на 25 дней.

Метод задания абсолютных сроков применялся для элементов сравнения «Энергопотребление», «Масса» и «Габариты» (табл. 5).

Метод парных коэффициентов применялся для определения поправок к элементам сравнения «Год начала» и «Количество интерфейсов». Расчёты осуществлялись с помощью ПО MS Excel (табл. 6, 7).

Результаты расчёта индивидуальных для каждого КЭ-аналога поправок, полученные методом парных коэффициентов, сведены в табл. 8.

Результаты расчёта поправок для элементов сравнения сведены в табл. 9.

Таблица 5

Поправки, определённые методом задания абсолютных сроков

Элементы сравнения	Опытным путём	Согласно регламенту	Регламент (документ)
Энергопотребление 0-49 Вт	1		
Энергопотребление 50-99 Вт	25		
Энергопотребление 100 Вт и более	40		
Масса до 19 кг		6	ГОСТ XXX
Масса от 20 до 60 кг		40	ГОСТ XXX
Габариты менее 1,3 м	1		
Габариты более 1,3 м	60		

Таблица 6

Поправка, определённая методом парных коэффициентов для КЭ «Фон» и «Солнце-Терагерц»

Элементы сравнения	Фон	Солнце-Терагерц	Поправка	Примечание
Срок исполнения КЭ, дн	585	477	23%	Кол-во интерфейсов
Год начала	2013	2013		
Кол-во интерфейсов, шт	5	4		
Необходимость ТМИ	да	да		
Необходимость в навигации	нет	нет		
Потребность в точной ориентации	да	да		
Необходимость ВКД	да	да		
Масса, кг	21	49		
Габариты (макс), м	0,4	0,5		
Энергопотребление, Вт	95	55		

Таблица 7

**Поправка, определённая методом парных коэффициентов
для КЭ «Климат» и «Тахомаг»**

Элементы сравнения	Климат	Тахомаг	Поправка	Примечание
Срок исполнения КЭ, дн	332	269	-19%	Год начала
Год начала	2011	2012		
Кол-во интерфейсов, шт	7	7		
Необходимость ТМИ	да	да		
Необходимость в навигации	да	да		
Потребность в точной ориентации	да	да		
Необходимость в ВКД	да	да		
Масса, кг	55	50		
Габариты (макс), м	0,8	1,2		
Энергопотребление, Вт	195	125		

Таблица 8

Поправки, определённые методом парных коэффициентов

Поправка	Значение	РТКС	Фон	Климат	Тахомаг	Солнце-Терагерц
Поправка к эл. сравнения «Кол-во интерфейсов»	0,23	0,91	0,00	-0,45	-0,45	0,23
Поправка к эл. сравнения «Год начала»	-0,19	-0,19	-0,38	-0,76	-0,57	-0,38

Таблица 9

Итоговая таблица расчёта поправок

Элементы сравнения	Значение поправки (абс. дн. или отн. %)	Метод прогноза	Примечание
Необходимость ТМИ	+6	Экспертный	Один эксперт
Необходимость в навигации	+6	Экспертный	Один эксперт
Потребность в точной ориентации	+6	Экспертный	Один эксперт
Необходимость в ВКД	25	Статистический	Медиана
Энергопотребление 0-49 Вт	1	Абсолютных сроков	Опытным путём
Энергопотребление 50-99 Вт	25	Абсолютных сроков	Опытным путём
Энергопотребление 100 Вт и более	40	Абсолютных сроков	Опытным путём
Масса до 19 кг	6	Абсолютных сроков	ГОСТ XXX
Масса от 20 до 60 кг	40	Абсолютных сроков	ГОСТ XXX
Габариты менее 1,3 м	1	Абсолютных сроков	Опытным путём
Габариты более 1,3 м	60	Абсолютных сроков	Опытным путём
Поправка к эл. сравнения «Кол-во интерфейсов»	0,23	Парных коэффициентов	Относительная поправка
Поправка к эл. сравнения «Год начала»	-0,19	Парных коэффициентов	Относительная поправка

Далее определялись элементы сравнения КЭ-аналогов, отличные от соответствующих элементов сравнения КЭ-объекта прогноза. Для каждого КЭ-аналога подсчитывалось число таких различий и по указанному числу определялись значимость и весовые коэффициенты (табл. 10).

Таблица 10

Сводная расчётная таблица

Элементы сравнения	Объект прогноза	РТКС	Фон	Климат	Тахомаг	Солнце-Терагерц
Срок исполнения КЭ, дн		73	585	332	269	477
Год начала	2015	2014	2013	2011	2012	2013
Процентная поправка		-19%	-38%	-76%	-57%	-38%
Коррекция на число дней		-14	-222	-252	-153	-181
Различие		1	1	1	1	1
Кол-во интерфейсов, шт	5	1	5	7	7	4
Процентная поправка		91%	0%	-45%	-45%	23%
Коррекция на число дней		66	0	-150	-122	108
Различие		1	0	1	1	1
Необходимость ТМИ	нет	нет	да	да	да	да
Связанное число дней		0	6	6	6	6
Коррекция на число дней		0	-6	-6	-6	-6
Различие		0	1	1	1	1
Необходимость в навигации	нет	нет	нет	да	да	нет
Связанное число дней		0	0	6	6	0
Коррекция на число дней		0	0	-6	-6	0
Различие		0	0	1	1	0
Потребность в точной ориентации	да	нет	да	да	да	да
Связанное число дней		0	6	6	6	6
Коррекция на число дней		6	0	0	0	0
Различие		1	0	0	0	0
Необходимость ВКД	да	да	да	да	да	да
Связанное число дней		25	25	25	25	25
Коррекция на число дней		0	0	0	0	0
Различие		0	0	0	0	0
Масса, кг	30	5	21	55	50	49
Связанное число дней		6	40	40	40	40
Коррекция на число дней		34	0	0	0	0
Различие		1	0	0	0	0
Габариты (макс), м	30	0,3	0,4	0,8	1,2	0,5
Связанное число дней	60	1	1	1	1	1
Коррекция на число дней		59	59	59	59	59
Различие		1	1	1	1	1
Энергопотребление, Вт	5	5	95	195	125	55
Связанное число дней	1	1	25	40	40	25
Коррекция на число дней		0	-24	-39	-39	-24
Различие		0	1	1	1	1
Скорректированный срок		224	392	-62	2	433
Всего различий		5	4	6	6	5
Значимость аналога, баллы		0,20	0,25	0,17	0,17	0,20
Сумма баллов	0,98					
Вес аналога		0,20	0,25	0,17	0,17	0,20

Для заполнения табл. 10 в среде MS Excel применялись следующие функции:

а) для того, чтобы определить наличие или отсутствие различия элемента сравнения КЭ-аналога и такого же элемента сравнения КЭ-объекта прогноза использовалась функция ЕСЛИ();

б) подсчёт числа различий осуществлялся с помощью функции СУММ($X_1; \dots; X_n$), где «X» соответствует колонке с наименованием КЭ-аналога, а соответствующие индексы указывают на порядковые номера строк с переменной «Различие»;

в) значение переменной «Значимость аналога, баллы» определялось как $1/X_k$, где «X» — колонка с наименованием КЭ-аналога, а «k» соответствовал номеру строки «Всего различий»;

г) значение переменной «Вес аналога» для КЭ-аналога определялось как X_n/V , где « X_n » соответствует значению ячеек строки «Значимость аналога, баллы» для каждого КЭ-аналога, а постоянное значение «V» соответствует значению ячейки «Сумма баллов».

На шаге 4 производилось окончательное согласование и получение окончательного результата – прогноза срока исполнения КЭ с заданными характеристиками. Результаты сведены в табл. 11.

Таблица 11

Результаты прогноза

Характеристики	Объект прогноза	РТКС	Фон	Климат	Тахомаг	Солнце-Терагерц
Срок исполнения КЭ, дн	223	73	585	332	269	477
Год начала	2015	2014	2013	2011	2012	2013
Число интерфейсов	5	1	5	7	7	4
Необходимость ТМИ	нет	нет	да	да	да	да
Необходимость в навигации	нет	нет	нет	да	да	нет
Потребности в точной ориентации	да	нет	да	да	да	да
Необходимость в ВКД	да	да	да	да	да	да
Масса	30	5	21	55	50	49
Габариты (макс), м	3	0,3	0,4	0,8	1,2	0,5
Энергопотребление, Вт	5	5	95	195	125	55
Скорректированный срок		212	390	-64	0	425
Вес аналога		0,20	0,25	0,17	0,17	0,20
Средневзвешенный срок	223					

Для вычисления параметра «Средневзвешенный срок» в таблице, приведенной выше, в среде MS Excel применялась функция СУММПРОИЗВ(массив 1; массив 2), где параметр «массив 1» соответствовал строке таблицы с переменной «Скорректированный срок», а параметр «массив 2» соответствовал строке «Вес аналога».

Проверка полученного результата проводилась по базе данных ОАО «РКК «Энергия» и показала приемлемое согласование полученного результата со сроками исполнения реальных проектов.

Выводы

1. В настоящее время отсутствует методика, позволяющая по характеристикам КЭ и реализующей его НА оценить срок подготовки КЭ к исполнению.

2. Предлагаемая методика позволяет спрогнозировать срок подготовки КЭ к исполнению по характеристикам НА и КЭ.

3. В том случае, когда стоит задача оптимизировать спрогнозированный срок по критерию минимума потерь от его срыва, результат рассмотренной методики корректируют в соответствии с данными методики [1].

4. Практическое применение предлагаемой методики показало приемлемое согласование её прогноза с уже реализованными космическими экспериментами. Таким образом, можно утверждать об актуальности её применения.

Л и т е р а т у р а

1. Марков А.В., Пичугин С.Б. Оптимизация цикла подготовки космического эксперимента по экономико-временным показателям // Пилотируемые полёты в космос – № 4 (13), декабрь 2014. С. 88-94.
2. Оценочная деятельность. Оценка стоимости имущества. Кн. 2: учебное пособие // под ред. Косоруковой И.В., М.: Маркет ДС Корпорейшн, 2011, 728 с.
3. Федеральный стандарт оценки «Общие понятия, подходы к оценке и требования к проведению оценки» (ФСО № 1). Утв. приказом Министерства экономического развития и торговли Российской Федерации от 20 июля 2007 г., № 256.
4. Пичугин С.Б., Марков А.В., Гайфутдинова А.Г., Промтова С.С. Методика прогнозирования сроков реализации космического эксперимента // Евразийский Союз Ученых (ЕСУ) | ЭКОНОМИЧЕСКИЕ НАУКИ – № 4 (13), 2015. С. 137-142.

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВАРИАНТОВ ЛУННОГО ПИЛОТИРУЕМОГО КОМПЛЕКСА

В.Н. Боровенко, А.Н. Кузнецова, В.П. Лебеденко

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

Первый пилотируемый полёт на Луну состоялся более 40 лет назад [1]. Это был полёт на пределе возможностей того времени. Сегодня и в ближайшее будущее эта задача остается актуальной, и на повестке дня стоит вопрос о поиске более эффективных вариантов её решения.

Приведены результаты исследований проектных обликов вариантов лунного пилотируемого комплекса (ЛПК), осуществляющего доставку экипажа на Луну и его возврат на Землю.

Рассматриваются следующие варианты комплекса:

Вариант 1 соответствует схеме, в которой лунный пилотируемый комплекс целиком собирается на Земле, выводится на опорную околоземную орбиту, проводит операцию фазирования с Луной и осуществляет перелёт на окололунную орбиту. На окололунной орбите ЛПК разделяется на два модуля, один из которых — лунный взлётно-посадочный корабль (ЛВПК) совершает посадку на поверхность Луны, обеспечивает жизнедеятельность экипажа на её поверхности и его возврат на селеноцентрическую орбиту, где находится лунный пилотируемый транспортный корабль (ПТК-Л), который после стыковки со взлётной капсулой ЛВПК возвращается с экипажем на Землю.

Вариант 2 соответствует схеме, в которой ЛПК собирается на опорной околоземной орбите после двух пусков носителей: одним пуском выводится беспилотный ЛВПК и общий межорбитальный буксир (МОБ), а другим пуском выводится пилотируемый транспортный корабль. Производится сборка комплекса на ОИСЗ и далее осуществляется его старт к Луне. Все дальнейшие операции проводятся, как в варианте 1.

Вариант 3 соответствует схеме, в которой ЛВПК и пилотируемый транспортный корабль со своими разгонными блоками выводятся на ОИСЗ раздельно и раздельно доставляются на селеноцентрическую орбиту, где проводится их стыковка для перехода экипажа из пилотируемого транспортного корабля в ЛВПК, затем разделение, и дальнейшие операции проводятся, как в вариантах 1 и 2.

Таким образом, различие рассматриваемых вариантов состоит в грузоподъёмности носителя, осуществляющего выведение ЛПК или его элементов на ОИСЗ и наличии/отсутствии операций стыковки-

расстыковки элементов комплекса на ОИСЗ или на ОИСЛ, влияющих на надёжность и массовые характеристики проводимых операций.

Задача исследования состоит в том, чтобы рассчитать и сравнить потребную грузоподъёмность носителя в каждом из вариантов. Заметим, что с учётом масштабного фактора при расчёте грузоподъёмности носителя её значение в варианте 1 не равно сумме двух грузоподъёмностей в вариантах 2 или 3.

При проектно-баллистическом анализе траекторий выведения ЛПК и его модулей (ПТК-Л, ЛВПК) проведены следующие расчёты: выведение с круговой околоземной орбиты высотой 200 км на эллиптическую орбиту с высотой апогея 384400 км, формирование окололунной круговой орбиты высотой 100 км, посадка ЛВПК на Луну, его взлёт с Луны на окололунную монтажную орбиту, формирование отлётной к Земле траектории ПТК-Л, полученные путем интегрирования системы дифференциальных уравнений реактивного летательного аппарата на активных участках траектории [2].

В соответствии с указанной классификацией баллистических расчётов траекторий выведения ЛПК и его модулей при расчёте массовых характеристик принимаем состав ЛПК в следующем виде: стартовый модуль на участке перелёта от Земли к Луне, лунный взлётно-посадочный корабль (ЛВПК), лунный пилотируемый транспортный корабль (ПТК-Л), возвращаемый аппарат (ВА-полезный груз ЛПК).

Расчёт стартовой массы M_o реактивного модуля на каждом участке полёта проводился по формуле [3] в зависимости от массы полезного груза M_{pg} :

$$M_o = M_{pg} / (1 - (1 + a_{mo}) * mt - ak),$$

где коэффициенты a_{mo} (относительная масса топливного отсека) и ak (относительная масса конструкции реактивного блока) получены путём обработки соответствующей статистики по средствам выведения [4] в зависимости от их размерности и типа компонентов топлива, а mt (относительная масса потребного топлива для рассматриваемой операции) является результатом баллистических расчётов.

В частности коэффициент a_{mo} после статистической обработки аппроксимируется следующими зависимостями:

- для топливной пары водород-кислород

$$a_{mo}(H_2+O_2) = 0,306 - 0,048 * \ln(mt * M_o),$$

- для топливной пары керосин-кислород

$$a_{mo}(PG1+O_2) = 0,302 - 0,053 * \ln(mt * M_o),$$

где $M_o < 200$ подставляется в тоннах.

Что касается коэффициента ***ak***, то его значение зависит не только от массы конструкции модуля, но и в значительной степени от массы двигательной установки и состава используемого целевого оборудования, предназначенного для решения целевых задач. Его значения получены из обработки данных по объектам-аналогам.

Значения стартовых масс модулей ***Mo*** и масс полезного груза элементов комплекса ***Mpg*** на характерных участках полёта показаны в табл. 1. Значения приведены для каждого из рассматриваемых вариантов по схеме стартовая масса => полезный груз (***Mo*** => ***Mpg***). В примечании указана характеристика рассматриваемого участка полёта.

Таблица 1

Значения ***Mo*** и ***Mpg*** на характерных участках полёта

№ уч.	<i>Mo</i> , т => <i>Mpg</i> , т			Примечание
	Схема 1	Схема 2	Схема 3	
1	145 => 60	130+20 => 60	77+77 => (31+31)	ПТК на ОИСЗ
2	60 => 40	60 => 40	31+31 => 20+20	ПТК в составе ЛВПК и ПТК-Л на ОИСЛ
3	20 => 5,6			ЛВПК на ОИСЛ
4	5,6 => 2.0			Взлётная ступень ЛВПК на Луне
5	20 => 14			ПТК-Л с возвращаемым аппаратом на ОИСЛ

Проектно-баллистический анализ лунного пилотируемого комплекса показал, что по массово-энергетическому критерию предпочтение имеет схема 2, в которой сборка ЛПК выполняется на ОИСЗ.

Для реализации этой схемы можно использовать пилотируемый носитель грузоподъёмностью 20 т и разработать сверхтяжёлый грузовой носитель, не требующий сертификации под пилотируемые полёты с грузоподъёмностью порядка 130 т. Этот вариант обладает более высокой надёжностью по сравнению со схемой 3 и имеет меньшую стартовую массу сверхтяжёлого носителя, чем в схеме 1.

Состав используемых средств лунной инфраструктуры, способы формирования отлётного комплекса, место сборки (околоземная или окололунная орбиты) элементов комплекса, а также характеристики всего ЛПК в целом во многом определяются грузоподъёмностью РН. Помимо этого, на формирование ЛПК влияют также длительность экспедиции и

число членов экипажа. Все указанные параметры вместе определяют сроки осуществления и стоимость программы освоения Луны. Проведенный технико-экономический анализ схем ЛПК с учётом указанных факторов в составе из двух модулей ПТК-Л и ЛВПК с межорбитальными буксирами на основе укрупненных оценок стоимостных показателей используемых космических средств лунной космической инфраструктуры и средств выведения показал, что все варианты схем запуска ЛПК имеют близкие по значению относительные стоимости, однако предпочтение имеет схема 2 как менее затратная (рис. 1).

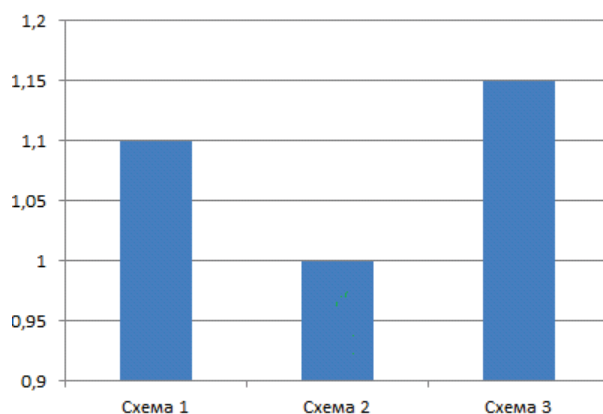


Рис. 1. Относительная стоимость пуска ЛПК в зависимости от схемы комплекса.

Л и т е р а т у р а

1. *Шунейко И.И.* Пилотируемые полёты на Луну. Конструкция и характеристики Saturn V Apollo // ВИНТИ. Итоги науки и техники. Серия «Ракетостроение», том 3. 1975 г.
 2. *Боровенко В.Н., Сапрыкин О.А.* Анализ орбит и схем полёта Лунного экспедиционного комплекса // Космонавтика и ракетостроение, № 1, 2014 г., стр. 59-67.
 3. *Боровенко В.Н.* Баллистическое проектирование средств выведения космических аппаратов на орбиты Земли и планет. Москва, издательство «Компания Спутник», 2003 г.
 4. *Isakowitz Steven J.* International Reference Guide of Space Launch System // AIAA, 1991.
-

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА ОРБИТАЛЬНОМ КОМПЛЕКСЕ «МИР» И ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИССЛЕДОВАНИЙ С ПОМОЩЬЮ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

М.Ю. Беляев

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Введение

20 февраля 1986 г. состоялся запуск базового блока орбитального комплекса (ОК) «Мир». Полёт ОК «Мир» продолжался 15 лет и был завершён 23 марта 2001г. Тридцать лет со дня запуска ОК «Мир» и пятнадцать лет, прошедшие после завершения его полёта, – уместный повод для оценки этого проекта и сопоставления его с пятнадцатилетним опытом функционирования на орбите в пилотируемом режиме полёта Международной космической станции (МКС).

Длительный полёт ОК «Мир» ознаменовался рядом крупных научно-технических достижений и мировых космических рекордов. Одним из основных достижений ОК «Мир» можно считать опыт многолетнего широкомасштабного сотрудничества в космосе. Станция «Мир» практически стала первой международной орбитальной научной лабораторией. Важнейшим достижением ОК «Мир» является широкое целевое использование этой научной лаборатории. На ОК «Мир» было размещено около 11,5 т научной аппаратуры производства 27 стран, с помощью которой были выполнены исследования по 55 российским и зарубежным программам.

Представляет интерес оценка технологии проведения экспериментов на ОК «Мир» и сопоставление её с возможностями функционирующей в настоящее время на орбите МКС. Такая оценка и сопоставление проектов важны для повышения эффективности целевого использования МКС и выработки стратегии создания и целевого использования будущих орбитальных станций.

Технология проведения экспериментов на орбитальных станциях «Салют» и «Мир»

Специфические черты орбитальных станций связаны с наличием на борту экипажа и большого количества научной аппаратуры различных направлений: микрогравитация, геофизика, дистанционное зондирование Земли, астрофизика, медицина, биология и др. [1]. Выполнение исследований на многоцелевых орбитальных станциях даёт

потенциальную возможность существенно расширить программу экспериментов за счёт рационального использования установленной на ней аппаратуры [1—3]. Известно, что непрерывная эксплуатация какого-либо одного прибора затруднена из-за наличия ограничений на возможность проведения эксперимента: реально научные эксперименты выполняются лишь в определённых "окнах" [1]. Поэтому на специализированных КА целевые наблюдения проводятся лишь часть полётного времени. Рациональное планирование экспериментов на многоцелевой орбитальной станции теоретически позволяет расширить, по сравнению со специализированными КА, реализуемую на борту научную программу. Условия проведения различных экспериментов меняются в течение полёта в зависимости от ряда факторов и, прежде всего, от прецессии орбиты (орбита космической станции прецессирует с угловой скоростью $\sim 4...5^\circ/\text{сутки}$).

Указанные и другие особенности многоцелевых орбитальных станций успешно использовались при проведении экспериментов по программам "Салют" и на орбитальном комплексе "Мир", где выполнение исследований осуществлялось также и в рамках широкого международного сотрудничества.

В процессе подготовки и реализации программ исследований на орбитальных станциях «Салют», «Мир» была создана специальная технология проведения экспериментов.

Технология проведения экспериментов на орбитальной космической станции (ОКС) предусматривает решение следующих задач: планирование экспериментов; математическое моделирование; оптимизация программы исследований; реализация принятого плана; контроль функционирования аппаратуры и экспресс-анализ получаемых данных; получение информации для интерпретации результатов экспериментов [1].

В отличие от предшествующего поколения орбитальных станций «Салют», используемых в течение длительного времени для выполнения программ исследований и научных экспериментов [1], на орбитальном комплексе «Мир» в качестве исполнительных органов системы управления движением применялись гиросиловые стабилизаторы (гиродины) [4, 5]. Данная система управления позволяла обеспечить постоянно ориентированный полёт ОК, требуемый для выполнения реализуемой на ОК программы экспериментов. Такой режим полёта ОК «Мир» потребовал учёта новых условий и ограничений при управлении [2], которые обусловлены, во-первых, «насыщением» гиродинов и необходимостью их «разгрузки» [3]; во-вторых, тем, что при постоянно ориентированном полёте и постоянно работающей научной аппаратуре на ОК возникал

дефицит электроэнергии; в-третьих, необходимостью поддержания непрерывной радиосвязи с ОК через спутник-ретранслятор (СР) для передачи телеметрической, телевизионной и другой информации во время проведения некоторых экспериментов. Таким образом, в процессе полёта необходимо было поддерживать такую ориентацию, при которой не только реализуется «благоприятный» режим функционирования гиродин, но и обеспечивается достаточная освещённость солнечных батарей (СБ) солнечным светом и возможность непрерывной связи с СР. При этом также должна была решаться главная задача – наведение жёстко закреплённой на корпусе ОК научной аппаратуры на исследуемый объект и поддержание этой ориентации в течение заданного времени.

Для решения данных задач обеспечения полёта ОК «Мир» был разработан и реализован на персональных компьютерах (ПК) специальный пакет программ, который с момента введения в состав ОК научного модуля «Квант» (рис. 1) ежедневно использовался для оперативного обеспечения полёта ОК «Мир» [2, 3].

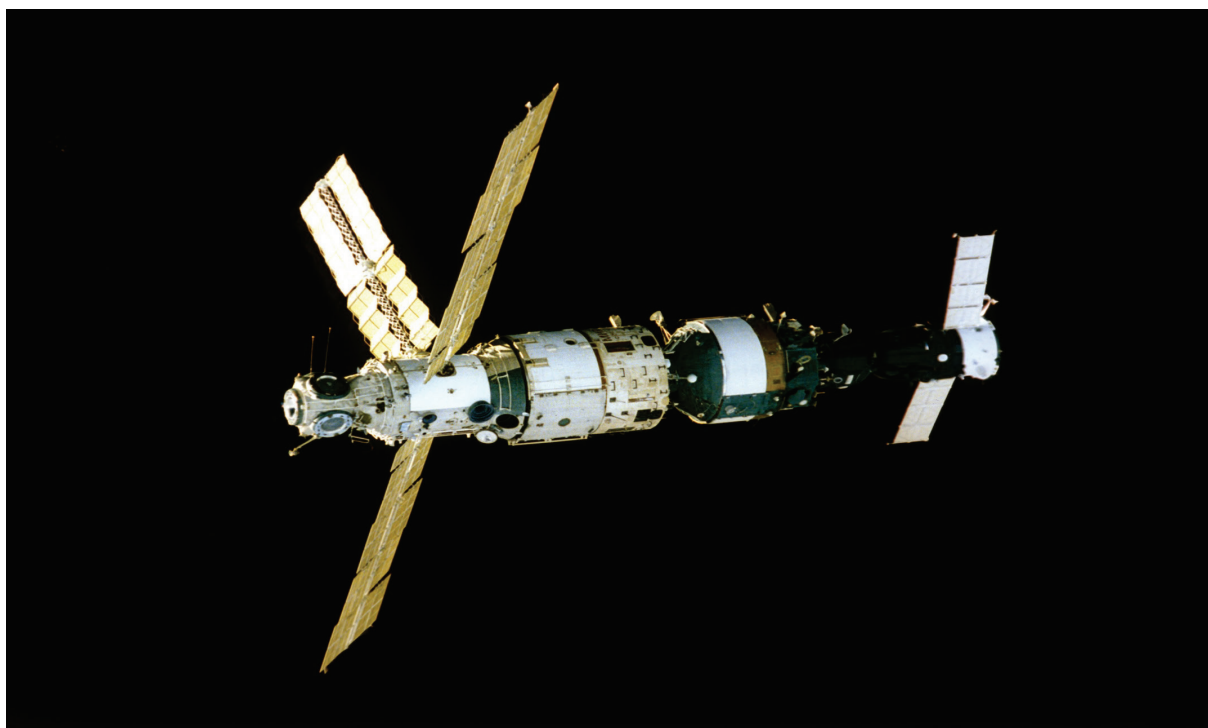


Рис. 1. Орбитальный комплекс «Мир» в составе базового блока, модуля «Квант» и транспортного корабля «Союз-ТМ», 1987 г.

Разработанное математическое обеспечение (МО) решало задачи предварительного планирования и составления динамических схем проведения экспериментов и полётных операций; прогноза

функционирования систем ОК, влияющих на выполнение исследований: гиросиловых стабилизаторов (ГС), системы электропитания (СЭП) и т.д.; оптимизации программы исследований исходя из различных критериев; расчёта управляющей информации для работы бортовой служебной и научной аппаратуры. Кроме того, в рамках данного МО были разработаны пакеты программ, позволяющие определять угловое положение ОК по телеметрическим измерениям, рассчитывать информацию, необходимую для интерпретации результатов научных экспериментов, вычислять юстировочные поправки для используемой научной аппаратуры и приборов ориентации ОК, и решать некоторые другие задачи, возникающие в процессе проведения космических экспериментов [1–3, 5].

Ниже кратко рассматриваются основные составные части созданного комплекса МО.

МО предварительного планирования экспериментов и полётных операций. Данное МО позволяет решать задачи определения интервалов времени (зон) проведения экспериментов с учётом баллистических условий и ограничений, накладываемых на возможность выполнения исследований. В случае проведения астрономических экспериментов, учитываются естественные условия видимости исследуемых астрофизических (АФ) объектов с ОК; ограничения, связанные с учётом взаимного положения исследуемых АФ-объектов, ОК и различных небесных тел (Солнце, Луна, планеты и др.); ограничения, связанные с учётом возможности построения и поддержания требуемой в эксперименте ориентации ОК; ограничения, связанные с географическим местонахождением ОК, – условия нахождения ОК над районами, соответствующими минимальным фоновому излучению и радиопомехам, в зонах связи с наземными пунктами приёма информации и др.

При исследовании земной поверхности учитываются временные ограничения на наблюдения (сезонность, периодичность, общее число наблюдений); условия на освещённость исследуемых районов; удалённость районов от трассы ОК; продолжительность зоны наблюдения и др. Для экспериментов по исследованию заряженных частиц в околоземном космическом пространстве в созданном комплексе МО дополнительно учитывались ограничения по взаимной ориентации установленной на ОК исследовательской аппаратуры и вектора напряжённости магнитного поля Земли, вектора скорости ОК и др. Дополнительные ограничения на проведение экспериментов накладывал распорядок рабочего дня космонавтов и необходимые служебные операции на ОК.

Возможная зона проведения экспериментов $Z_{\text{эксп}}$ определяется как пересечение нескольких зон, в каждой из которых выполняется одно определённое условие или ограничение:

$$Z_{\text{эксп}} = \bigcap_{i=1}^k z_i,$$

где $z_i, i=1, \dots, k$ – зоны, в течение которых выполнено одно из k условий и ограничений.

После того как были найдены возможные интервалы времени проведения экспериментов, решалась задача построения динамических схем их выполнения. Для выбора динамических схем проведения экспериментов и прогноза функционирования систем ОК, влияющих на выполнение исследований, были созданы математические модели (ММ) движения центра масс (ц.м.) ОК и движения относительно ц.м. ОК с учётом работы системы гиросиловых стабилизаторов; возмущающих моментов, действующих на ОК в процессе полёта; работы гиросистемы при различных динамических режимах; определения величины электроэнергии, вырабатываемой СБ ОК «Мир», с учётом затенения активных плоскостей СБ от элементов конструкции ОК; прогноза затенения антенны ОК при обеспечении связи через СР.

Математические модели движения ОК относительно ц.м. с учётом работы системы управления на гиросtabilизаторах. В процессе выполнения экспериментов под влиянием действующих на ОК возмущающих внешних моментов – гравитационного и восстанавливающего аэродинамического – происходит изменение кинетического момента \vec{G} системы «ОК+ГС» и поддержание ориентации ОК достигается за счёт изменения кинетического момента \vec{G} системы гиросиловых. Вследствие этого через некоторое время возможно увеличение кинетического момента ГС, приводящее к невозможности дальнейшего управления ОК без проведения разгрузки ГС с помощью реактивной системы. Так как разгрузка всегда нежелательна (поскольку связана с расходом рабочего тела), а при некоторых экспериментах и недопустима, важно уже на стадии планирования иметь оценки времени насыщения ГС для различных видов ориентаций.

При планировании экспериментов на ОК «Мир» эта задача решалась с помощью разработанных математических моделей [2, 3, 6].

Продолжительность полёта ОК без разгрузки зависела от ориентации комплекса и могла колебаться от нескольких минут до нескольких суток. Это обстоятельство в значительной степени влияло на выбор ориентации

ОК для наблюдения исследуемых объектов в процессе планирования программы полёта. При планировании непрерывно использовалось моделирование с помощью созданных моделей, что позволяло выбрать наилучшее время наблюдения источника, определить длительность поддержания ориентации, выбрать оптимальные времена разворота из одной ориентации в другую, определить длительность этих разворотов, расход рабочего тела при разгрузках КС и при совместном режиме работы ГС и двигателей ориентации. В некоторых случаях наблюдаемые объекты выбирались таким образом, чтобы ориентация ОК для каждого последующего объекта обеспечивала «разгрузку» накопленного кинетического момента ГС.

При выполнении программы полёта на ОК, имеющем сложную конфигурацию, возможны «затенения» полей зрения исследовательских приборов и элементов конструкции ОК другими конструктивными элементами (рис. 2). Наиболее существенно это обстоятельство сказывалось на обеспечении связи ОК «Мир» через СР с наземными пунктами, на функционировании системы электропитания, на работе приборов астроориентации ОК и научной аппаратуре.

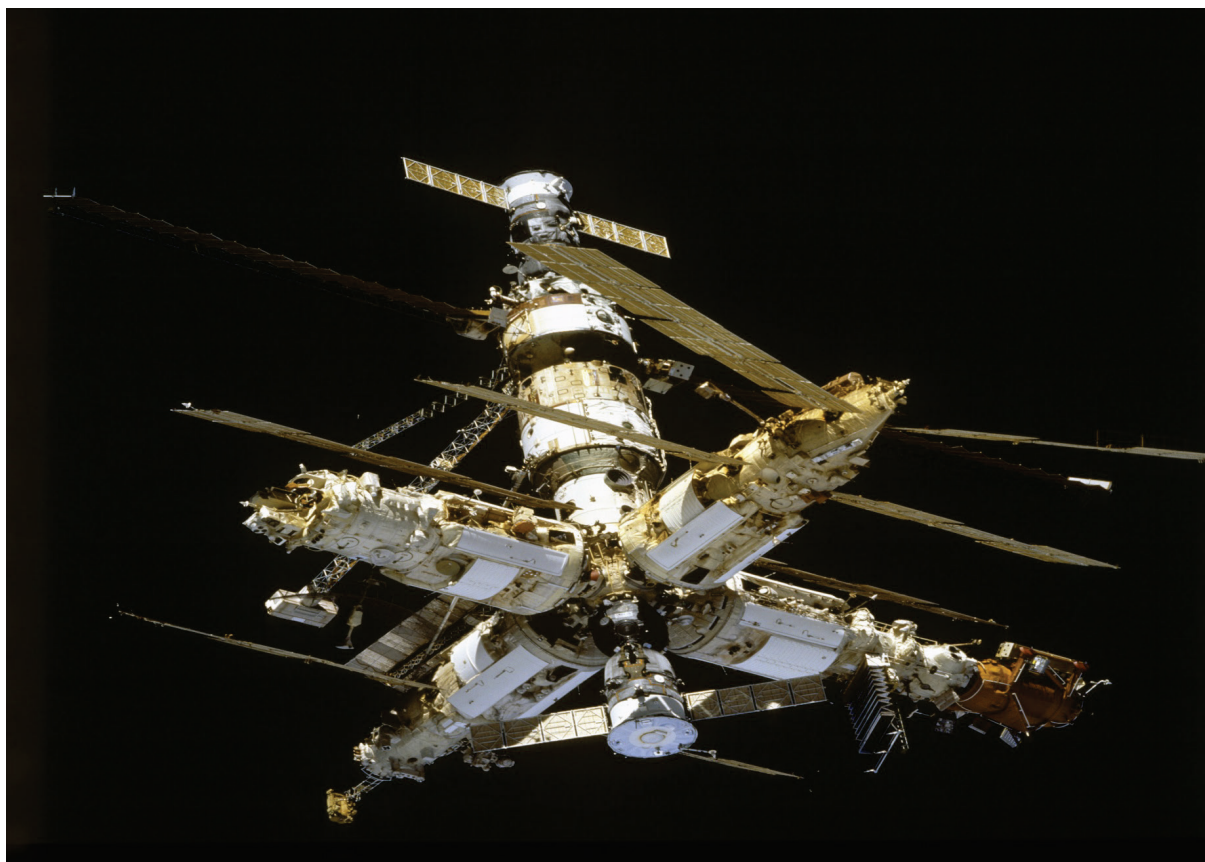


Рис. 2. Орбитальный комплекс «Мир» в полной конфигурации

Прогноз сеансов связи ОК через СР. В процессе полёта ОК при осуществлении связи через СР в некоторых случаях были возможны перерывы в сеансах связи, обусловленные наличием ограничений на «углы прокачки» приводов слежения используемой антенны, пересечением линии визирования (ЛВ) ОК-СР с Землей и элементами конструкции ОК, наличием радиобликов от плоскостей СБ. При расчётах положения ЛВ учитывалось, что Земля и конструктивные элементы ОК должны быть удалены от ЛВ на расстояние, обеспечивающее условие «неискажения» радиосигналов.

Для учёта указанных факторов конструкция ОК (рис. 2) была описана математическими уравнениями в связанной с ОК системе координат. Созданное программное обеспечение позволяло определять возможность потери или искажения радиосвязи через СР и выбирать ориентацию ОК при выполнении экспериментов, обеспечивающую устойчивую радиосвязь с комплексом.

МО прогноза работы системы электропитания. Для поддержания нормального функционирования систем ОК «Мир» было необходимо обеспечивать достаточный приход электрической энергии, зависящей от освещённости панелей СБ солнечным светом. Поэтому при управлении полётом станции было необходимо обеспечивать и контролировать баланс расходуемой оборудованием и вырабатываемой СБ электроэнергии. Для решения задачи прогноза энергоприхода были разработаны математические модели, позволяющие определять конфигурацию «тени» на поверхности СБ от элементов конструкции станции и воспроизводить логику функционирования СБ. Конфигурация «тени» на поверхности СБ определяется по проекциям от Солнца на плоскости СБ набора ограниченных поверхностей вращения и плоскостей, достаточно точно аппроксимирующих конструкцию станции.

Используемые на ОК «Мир» (рис. 2) СБ состояли из секций, в которых фотопреобразователи соединены последовательно-параллельным способом. Особенностью такого соединения является то, что затенение хотя бы одного фотопреобразователя приводит к обрыву всей последовательно соединённой цепочки. В связи с этим конфигурация «тени» на поверхности СБ создает потери в вырабатываемой электроэнергии не пропорционально затенённой площади. Количество электроэнергии, получаемой от одной СБ, определяется из выражения

$$W = \sum_{j=1}^{M_k} \sum_{i=1}^{N_k} W_j(R_i, S_i) f(\alpha_i) K_{ji} \Delta t_i,$$

где M_k — количество цепочек фотопреобразователей; N_k — количество временных интервалов, на которых ориентация СБ относительно Солнца считается неизменной; W_j — мощность, снимаемая с j -той цепочки фотопреобразователей при коллинеарном положении векторов R_i и S_i ; R_i , S_i — единичные вектора нормали и плоскости, образованной цепочкой фотопреобразователей, и направления на Солнце на i -том временном интервале; α_i — угол между R_i и S_i ; $f(\alpha_i)$ — функция, учитывающая зависимость изменения величины вырабатываемой электроэнергии от α_i (определяется по результатам испытаний); Δt_i — интервал времени, на котором ориентация СБ относительно Солнца считается неизменной;

$$K_{ji} = \begin{cases} 1 - \text{при положении станции на освещенной части орбиты и пол-} \\ \quad \text{ностью освещенной Солнцем } j - \text{той цепочки фотопреобра-} \\ \quad \text{зователей на } i - \text{том временном интервале;} \\ 0 - \text{при положении станции на теневой части орбиты или при} \\ \quad \text{частичном "затенении" } j - \text{той цепочки фотопреобразователей} \\ \quad \text{на } i - \text{том временном интервале.} \end{cases}$$

Для оценки энергобаланса в программу вводилась циклограмма потребления электрической энергии на борту ОК, определяемая режимом работы задействованной бортовой аппаратуры.

Математическое моделирование используется на всех этапах планирования, проведения исследований и анализа результатов экспериментов [1]. Следует отметить, что при создании и эксплуатации сложных орбитальных комплексов значение математического моделирования существенно возросло [2, 3]. Причём задача математического моделирования для МКС, в отличие от ОК «Мир», должна решаться, главным образом, на этапе проектирования, т.к. полёт МКС совершается в заданной ориентации, в то время как ОК «Мир» в процессе полёта менял ориентацию для решения целевых задач [7].

Оптимизация программы исследований. После определения возможных зон проведения экспериментов составляется программа исследований. Возможно использование различных правил и принципов планирования экспериментов [1, 8]. Обычно каталоги исследуемых объектов составляют сотни или тысячи наименований, и количество экспериментов в области микрогравитации и других наук также велико. Поэтому число желаемых вариантов проведения экспериментов (число возможных зон экспериментов) превосходит возможности их реализации. Следовательно, естественным образом возникает задача выбора

оптимального набора зон проведения экспериментов из данного перечня. Для её решения определяются параметры, характеризующие ценность каждой возможной зоны [9]. В рамках одной группы однородных экспериментов ценность зоны характеризуется объёмом и качеством научной информации, которая может быть получена в данной зоне эксперимента. Например, для оценки качества процесса планирования экспериментов по наблюдению Земли на рассматриваемом интервале полёта служит выражение, характеризующее суммарную информативность зон наблюдений районов, для которых заданы приоритеты наблюдения p_i , границы исследуемых районов, оптимальные высоты Солнца над плоскостью местного горизонта h_i^{opt} , максимально допустимая χ_0 и текущая облачность χ_i при наблюдении:

$$\sum_i p_i T_i S_i \varphi_1(h_i) \varphi_2(\chi_i), \quad (1)$$

где T_i – время наблюдения i -го района в зоне;

S_i – площадь i -го района, наблюдаемая в зоне;

h_i – высота Солнца над i -м районом в момент наблюдения;

χ_i – прогнозируемая облачность над i -м районом наблюдения;

$\varphi_1(h_i)$ – функция от высоты Солнца, характеризующая качество информации, равная

$$\varphi_1(h_i) = \left(1 - \frac{|h_i - h_i^{opt}|}{h_i^{opt}} \right);$$

$\varphi_2(\chi_i)$ – функция от облачности, характеризующая качество информации, равная

$$\varphi_2(\chi_i) = U(\chi_0 - \chi_i) \left(2 - \frac{\chi_i}{\chi_0} \right),$$

здесь $U(x)$ – ступенчатая функция, которая равна 0 при $x < 0$ или равна 1 при $x \geq 0$.

При расчёте информативности зон космических экспериментов (КЭ) параметры, определяющие объём научной информации, увеличиваются соответственно коэффициенту ρ_i , характеризующему приоритет выполняемых исследований.

Кроме перечисленных естественных условий и ограничений на проведение каждого конкретного эксперимента, используемых при определении возможных зон эксперимента, существуют ограничения, накладываемые на программу проведения КЭ в рассматриваемом

промежутке времени. Такими ограничениями являются выделенные ресурсы накопителей информации, топлива ОКС, времени работы аппаратуры и др.

В общем случае при планировании и проведении экспериментов требуется: составить наиболее информативную по критерию (1) программу проведения экспериментов при выполнении ограничений на расход ресурсов; либо составить программу, обеспечивающую минимизацию требуемого расхода ресурса при выполнении условий на информативность программы и ограничений на расход других ресурсов.

Перечисленные задачи можно сформулировать так: требуется определить вектор $\vec{X} (x_1, \dots, x_N)$, максимизирующий целевую функцию

$$L(\vec{X}) = \sum_{j=1}^N c_j x_j \quad (2)$$

при условиях

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} x_j \geq b_i, \quad i = 1, \dots, m_1, \quad (3)$$

$$\sum_{j=1}^N a_{ij} x_j \leq b_i, \quad i = m_1 + 1, \dots, m, \quad (4)$$

$$x_j + x_k \leq 1 \quad (5)$$

для каждой несовместимой пары (x_j, x_k) ; $x_j, j = 1, \dots, N$ — бинарные переменные.

Здесь бинарные переменные x_j принимают значения 0 или 1; элементы строки $\{c_j\}$ и матрицы $\{a_{ij}\}$ — информативность и потребные ресурсы зон, элементы столбца $\{b_i\}$ — ограничения на информативность или расход ресурсов.

Особенностью полученной задачи линейного программирования (1) — (5) является бинарность неизвестных [9]. Эта задача — частично целочисленная задача линейного программирования. Для поиска её оптимального решения используется метод ветвей и границ (границы переменных равны 0 и 1 вследствие бинарности искомого решения).

Аналогичные выражения для расчёта информативности зон вводятся и при проведении других экспериментов, например, астрономических. Оптимизация программы исследований осуществляется с помощью разработанной технологии [7—11]. Отметим, что обычно ОКС является многоцелевой орбитальной станцией. Использование данного подхода к оптимизации программы при планировании разнородных экспериментов

осуществляется следующим образом [1]. Прежде всего заметим, что для каждого этапа полёта и, соответственно, этапа планирования наиболее удобно выполнение одной группы исследований. Например, с точки зрения баллистических условий полёта астрономические наблюдения наиболее целесообразно планировать в интервалы времени, когда Солнце находится вблизи плоскости орбиты ОКС — в этом случае обеспечивается максимальная длительность “теневого” участка орбиты и, соответственно, минимальные помехи для телескопов. При максимальных углах между плоскостью орбиты ОКС и направлением на Солнце (“солнечные” орбиты) целесообразно планировать эксперименты в области микрогравитации, так как при этом обеспечивается максимальный приход электроэнергии от Солнца (а многие эксперименты в области микрогравитации, особенно технологические, требуют значительных затрат электроэнергии) и, как правило, обеспечивается минимальное аэродинамическое сопротивление полёту станции (и минимальные перегрузки) за счёт ориентации панелей солнечных батарей на Солнце. Кроме того, в этом случае возмущающие аэродинамические моменты, действие которых приводит к накоплению кинетического момента гиродин и необходимости срабатывания двигателей для их разгрузки, также будут минимальны. Планирование экспериментов по наблюдению Земли (в видимом диапазоне) на этих интервалах времени невозможно из-за малого значения угла Солнца; для этих экспериментов целесообразно выбирать участки полёта, когда значение угла между плоскостью орбиты ОКС и направлением на Солнце принимает промежуточные значения. Кроме того, планирование однородных экспериментов на определённых интервалах полёта наиболее удобно и для экипажа станции и наземных служб управления. Конечно, данный подход не может быть абсолютным для многоцелевой орбитальной станции. В случае же составления программы разнородных экспериментов на рассматриваемом интервале планирования для сопоставления зон разнородных экспериментов в функцию расчёта информативности вводятся специальные весовые коэффициенты. Данные коэффициенты назначаются экспертами. Укажем на способ учёта служебных операций при оптимизации программы исследований данным методом. Все служебные операции можно разделить на безусловные, выполнение которых должно осуществляться в строго заданные времена и периодические, выполнение которых необходимо, но моменты времени их проведения могут меняться в определённых интервалах. При оптимизации программы исследований первая группа служебных операций может рассматриваться как вполне определённые ограничения (временные и ресурсные), вторая группа — как “плавающие” ограничения, также

требующие определённых ресурсов (топлива, времени экипажа и др.). В процессе решения оптимальной задачи планирования исследований находятся и времена выполнения этих “плавающих” служебных операций, обеспечивающие соблюдение всех полётных ограничений при максимизации общей информативности программы. Примером решения такой задачи может служить задача о выборе моментов времени выполнения периодических коррекций орбиты орбитальной станции при одновременном обеспечении максимальной информативности наблюдения заданной группы наземных объектов [10]. Применение методов оптимизации позволяет в ряде случаев в 2-3 раза и более повысить информативность выполняемой программы исследований по сравнению с традиционными методами планирования.

С учётом найденных оптимальных зон проведения экспериментов составляется детальный план, в котором отражаются все полётные операции. На основе составленного детального плана осуществляется оперативное управление ходом проведения исследований. В соответствии с составленной программой для выбранных моментов проведения экспериментов рассчитывается необходимая управляющая информация для задействованных на данных участках полёта приборов и систем. При необходимости точного наведения научной аппаратуры ОК «Мир» на исследуемые объекты определялись юстировочные поправки-углы, задающие истинное положение чувствительной аппаратуры относительно системы координат, связанной с прибором астроориентации станции. Рассчитанная управляющая информация для аппаратуры и систем ОКС кодируется специальным образом и передаётся на борт станции. В процессе выполнения каждого очередного эксперимента выполняется оперативный анализ полученной с используемой аппаратуры телеметрической информации (ТМИ). При этом осуществляется контроль функционирования научной аппаратуры, подтверждается правильность прохождения управляющих команд, проводится обработка и экспресс-анализ информации от используемых приборов [1].

При проведении исследований на ОКС возникает задача получения разнообразной информации, необходимой для последующей интерпретации результатов экспериментов. К такой информации прежде всего относятся высокоточные данные об угловом и пространственном положении аппаратуры во время проведения научных измерений, а также данные о микроперегрузках при выполнении экспериментов в области микрогравитации. При расчёте точного пространственного положения станции на орбите в обработку привлекаются измерения сеансов радиоконтроля орбиты, получаемые до и после эксперимента, а также

данные об угловом положении станции и срабатывании двигателей ориентации для разгрузки гироскопов, получаемые по телеметрической информации. Дополнительные возможности уточнения пространственного положения ОК «Мир» при проведении экспериментов были связаны с использованием измерений от аппаратуры GPS [12]. Для получения данных о микроперегрузках использовались ТМ измерения от датчиков микроперегрузок и результаты математического моделирования [13].

Разработанные при эксплуатации ОК «Мир» методы проведения экспериментов позволили успешно выполнить программу исследований с учётом особенностей этой станции.

Особенности выполнения экспериментов на РС МКС

Международная космическая станция является крупнейшим космическим проектом современности (рис. 3). Семнадцать лет с начала развёртывания МКС на орбите – уместный повод для анализа результатов выполнения этого проекта и некоторых обобщений. Положительным результатом проекта МКС является полученный опыт организации международной кооперации для решения сложнейших научно-технических задач. С учётом проблем, стоящих перед человечеством в 21 веке, чрезвычайно важно научиться объединять усилия при решении задач глобального масштаба. Такие задачи уже возникли в области энергетики, экологии, при противодействии террористическим угрозам и др. Поэтому опыт объединения усилий, полученный в проекте МКС, является весьма важным. Ярким примером значительного достижения проекта МКС является успешное сотрудничество партнеров и различных организаций в рамках этой программы.

Участниками проекта МКС накоплен большой опыт проведения сборочных работ в космосе, эксплуатации космических кораблей и станции. Сложнейший космический объект, созданный участниками проекта в различных точках земного шара надёжно функционирует на орбите около 17 лет.

Масштабность проекта МКС, большое количество его участников предполагают также и получение значительных научных результатов. Следует отметить, что в этом направлении, с учётом более 15 лет функционирования станции в пилотируемом режиме на орбите, всем участникам проекта необходимо активизировать деятельность по получению научных результатов на МКС. В настоящее время активно дискутируются проблемы и пути дальнейшего развития пилотируемой космонавтики. Обсуждаются проекты пилотируемых полётов в точку либрации, на Луну, на Марс. Создаются новые пилотируемые

транспортные системы. Вне всякого сомнения, базой для развития пилотируемой космонавтики должны быть эффективные программы околоземных пилотируемых орбитальных станций, и, прежде всего, МКС. Эффективность программы орбитальной станции может быть в большой степени оценена результатами выполнения научных и прикладных экспериментов и исследований.



Рис. 3. Международная космическая станция

Поскольку проблема повышения научной отдачи от МКС является весьма важной, следует обратиться к опыту предыдущих длительных полетов орбитальных станций, выполненных по программам "Салют" и "Мир", и сопоставить возможности всех программ.

МКС не является сегодня в полной мере многоцелевой орбитальной лабораторией. Это связано с тем, что ориентация МКС не позволяет проводить ряд направлений исследований, требующих наведения на изучаемые объекты, или сканирование областей исследования на земной поверхности или небесной сфере. В результате, основное преимущество орбитальных станций как многоцелевых исследовательских лабораторий теряется. Для устранения данной проблемы необходимо доработать МКС для осуществления возможности выполнения на ней целевых программ,

требующих наведения аппаратуры на изучаемые объекты: установить на станции необходимое количество специальных подвижных платформ и рассмотреть возможности доработки системы управления ориентацией МКС для изучения земной поверхности и небесной сферы.

Отсутствие необходимой для наблюдения исследуемых объектов ориентации МКС связано со спецификой функционирования гиродинов, установленных на американском сегменте. При поддержании ориентации с помощью инерционных исполнительных органов выполняется следующее соотношение [2–4]:

$$\dot{\vec{G}} + \vec{\omega} \times \vec{G} = \vec{M},$$

где \vec{G} = кинетический момент станции,

$$\vec{G} = \vec{K} + \vec{H}, \quad \vec{K} = \hat{I} \times \vec{\omega},$$

здесь \vec{H} = кинетический момент гиродинов,

\hat{I} = тензор инерции станции;

$\vec{\omega}$ = вектор абсолютной угловой скорости станции,

\vec{M} = действующий на орбитальную станцию момент, в качестве которого учитывается гравитационный и аэродинамический моменты.

Система управления ориентацией на гиродинах работоспособна, пока кинетический момент гиродинов находится внутри допустимой области (области вариации кинетического момента), т.е.

$$|\vec{H}| < H^{\text{accept}}.$$

Если $|\vec{H}|$ приближается к границе допустимой области, то необходима разгрузка гиродинов. Поскольку гиродины МКС, установленные на американском сегменте, не обладают располагаемым кинетическим моментом, достаточным для наведения станции на исследуемые объекты, или даже для поддержания станции относительно орбитальной или инерциальной системы координат, на МКС реализован следующий принцип ориентации [14]. В отличие от ОК "Мир" или станций "Салют", МКС (рис. 3) ориентируется относительно орбитальной или инерциальной систем координат не строительными осями, по которым обычно на ОКС установлены научные приборы наблюдения, а главными центральными осями инерции. Главные оси МКС в процессе развертывания станции были отклонены от строительных осей на несколько градусов, причём это отличие переменное и зависит от текущей конфигурации МКС. Кроме того, для компенсации возмущающего момента, действующего на станцию, МКС осуществляет небольшие

повороты для гравитационной разгрузки гироскопов (появляющийся при развороте станции гравитационный момент "разгружает" накопленный за счёт действующего возмущающего момента кинетический момент гироскопов). Понятно, что при такой ориентации МКС выполнять не только наведение на исследуемые объекты, но и сканирование небесной сферы или земной поверхности практически невозможно.

Трудности управления ориентацией больших орбитальных станций с помощью инерционных исполнительных органов отмечал еще Борис Викторович Раушенбах.

ОК «Мир» первоначально был оснащён системой из 6 гироскопов, установленных на модуле «Квант» (рис. 1). Каждый гироскоп имел постоянную скорость вращения $10000 \text{ }^{\circ}/\text{мин}$ и обеспечивал кинетический момент 1000 нмс. После введения в состав ОК «Мир» модуля «Квант-2» в систему исполнительных органов станции было добавлено еще 6 гироскопов, что позволило осуществлять эффективное управление ориентацией ОК «Мир» до полного развёртывания этого комплекса на орбите (рис. 2). Масса ОК «Мир» после развёртывания составляла около 150 т.

МКС оснащена 4 гироскопами, установленными на американском сегменте станции. Кинетический момент системы из этих 4-х гироскопов равен ~ 19000 нмс. При этом масса МКС составляет около 450 т, а её размеры значительно превышают размеры ОК «Мир».

В настоящее время большая часть экспериментов на МКС проводится в области медицины и микрогравитации. Медицинские исследования на МКС важны для будущих длительных полётов, например, к Марсу. Эксперименты в области микрогравитации также представляют интерес для исследователей. Следует однако отметить, что на РС МКС существуют худшие условия по микрогравитационной обстановке. Это связано с тем, что центр масс МКС находится в американском сегменте МКС, а оборудование, создающее микроперегрузки (системы жизнеобеспечения, оборудование для физкультуры и др.) – в российском сегменте.

Проведенные исследования [14] показали, что уровень микрогравитационной обстановки в различных отсеках российского сегмента при одних и тех же режимах может отличаться в $2,5 \div 5$ раз. В переходном отсеке служебного модуля, например, максимальные возмущения в диапазоне частот $17.96 \div 22.63$ Гц обусловлены функционированием системы кондиционирования воздуха (СКВ) и вентиляторами воздуховодов. Амплитуды возмущений достигают величин нескольких сотен микро g, где g – ускорение свободного падения на Земле.

Понятно, что уровень микроускорений в служебном модуле российского сегмента велик для проведения ряда экспериментов в области микрогравитации.

Один из способов обеспечения благоприятных условий для проведения экспериментов в области микрогравитации связан с использованием для этих целей транспортных грузовых кораблей ТГК "Прогресс" после выполнения ими своих основных функций [15–17].

Расширение спектра решаемых целевых задач на МКС позволит повысить эффективность целевого использования станции. Важным для МКС представляется, например, развитие исследований по наблюдению земной поверхности с целью изучения возникновения и развития катастрофических явлений. Подобные работы ведутся на РС МКС в рамках эксперимента "Ураган" [18–20]. Развитие таких работ на Международной космической станции является естественным, поскольку проект МКС объединяет многие страны, а проблема земных катастроф является актуальной для всего мирового сообщества. Интеграция усилий в программе изучения катастрофических явлений с борта МКС несомненно будет полезной для всех участников проекта.

Эксперимент «Ураган» предусматривает использование как автоматической, так и ручной аппаратуры для наблюдения Земли. Аппаратура с узким полем зрения будет устанавливаться на специальные подвижные платформы. Аппаратура, имеющая большое поле зрения, может жёстко монтироваться на корпусе МКС. К такому оборудованию эксперимента «Ураган» относится инфракрасный радиометр, аппаратура «ИКАРУС» [20] и др. Использование экипажа в эксперименте даёт возможность оперативного интеллектуального реагирования на внезапно возникающие события и явления на земной поверхности. Существующий режим работы экипажа на МКС не даёт возможности непрерывно использовать космонавтов для наблюдений, так как в период сна экипажа работы на станции прекращаются. Для решения этой проблемы в настоящее время разрабатывается система ориентации для аппаратуры наблюдения («СОВА»), используемая внутри станции. С помощью блоков этой системы, фото и спектрометрическая аппаратура будет устанавливаться на иллюминаторы внутри станции и автоматически наводиться на заданные объекты. Это значительно расширит возможности по проведению экспериментов на станции. Для увеличения возможностей наблюдения катастрофических и потенциально опасных явлений с борта МКС целесообразно использовать методы [10, 14].

Расширив спектр решаемых на МКС целевых задач, вернув статус МКС как в полной мере многоцелевой станции, можно организовать

процесс оптимизации планируемых на ней экспериментов [1–3] и более полно реализовать разработанную ранее для отечественных орбитальных станций технологию проведения космических экспериментов [1–3, 5–11].

Выводы

На основе анализа более чем пятнадцатилетнего полёта МКС и опыта длительной эксплуатации предыдущих орбитальных станций «Салют», «Мир» можно сделать следующие выводы:

1. ОК «Мир» можно считать крупнейшим космическим достижением на рубеже двух тысячелетий. Успешному выполнению миссии ОК «Мир» способствовала созданная технология проведения исследований и экспериментов.

2. С учётом масштабности проекта МКС, большой его стоимости и важности для будущего развития пилотируемой космонавтики необходимо повышать результаты выполняемых на МКС исследований и экспериментов.

3. Пути повышения эффективности исследований на МКС и других орбитальных станциях связаны с:

- построением многоцелевых программ экспериментов на станции;
- созданием станций, которые являются удобными лабораториями для выполнения многоцелевых программ исследований;
- созданием технологии выполнения исследований, включающей математическое моделирование и оптимизацию программы экспериментов;
- реальным интегрированием научных программ и методов их выполнения между участниками проекта;
- использованием транспортных средств ОКС для проведения экспериментов и исследований после выполнения ими своих основных задач и др.

4. Часть указанных путей может быть реализована для проекта МКС, но весь этот опыт целесообразно учесть для будущих орбитальных станций.

Л и т е р а т у р а

1. *Беляев М.Ю.* Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М.: Машиностроение, 1984.-264 с.
2. *Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Манжелей А.И., Рулев Д.Н., Стажков В.М., Тесленко В.П.* Математическое обеспечение автоматизированного

- планирования исследований на орбитальном комплексе "Мир" // Космические исследования. - 1988. - Т. 27. Вып. 1, с. 126-134.
3. Математическое обеспечение экспериментов, выполняемых на орбитальных комплексах "Мир", "Салют-7" и научных модулях: Сборник под ред. В.В. Рюмина и М.Ю. Беляева. - РКТ. Сер. XII. Вып. 2. - М., 1991, с. 176 - (ЦНТИ "Поиск". ГОНТИ-4).
 4. *Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В. Платонов В.Н.* Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. М.: Наука, 2006, с. 579.
 5. *Ryumin V.V., Beliaev M.Yu.* Problems of control arised during the implementation of scientific research program onboard the multipurpose orbital station // *Acta Astronautica*. Vol 15. September. 1987, pp 739-746.
 6. *Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Сазонов В.В., Тесленко В.П.* Математическое моделирование процессов поддержания, ориентации орбитальной станции «Мир» с помощью гироскопов // Космические исследования – 1991, Т. 29, вып. 2, с. 212-220.
 7. Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов. Сборник статей под редакцией Н.А. Брюханова, М.Ю. Беляева // Ракетно-космическая техника. Серия XII. Выпуск 1, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Королёв, 2008 г., с. 191.
 8. *Беляев М.Ю.* Оперативное планирование научных экспериментов, проводимых с помощью КА // Космические исследования. - 1980. - т. 18. Вып. 2, с. 235-241.
 9. *Беляев М.Ю., Рулев Д.Н.* Оптимизация программы экспериментов при оперативном планировании исследований, выполняемых с КА // Космические исследования. - 1987. - т. 25. Вып. 1, с. 30-36.
 10. *Беляев М.Ю., Рулев Д.Н.* Повышение информативности наблюдений наземных объектов с ИСЗ // Космические исследования. - 1990. - т. 28. Вып. 1.
 11. *Беляев М.Ю., Рулев Д.Н.* Оптимизация планирования экспериментов, выполняемых на орбитальных станциях. // Космические исследования, 2007, т. 45, вып. 3, с. 236-243.
 12. *Beliaev M.Yu., Rulev D.N., Chernopiatov A.N., Sazonov V.V., Foeckersperger S., Paeffgen W.* Use of navigation system GPS for determination of parameters of a movement of an orbital complex "Mir" for the project MOMS/Priroda // 12th International Symposium on Space Flight Dynamics. ESOC, Darmstadt, Germany, 2-6 June 1997, pp 109-114.
 13. *Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Сазонов В.В., Сарычев В.А., Стажков В.М.* Математическое моделирование и измерение

- микроускорений на орбитальной станции “Мир” // Известия Академии Наук. Механика жидкости и газа. № 5, 1994, М., с. 5-14.
14. Проблемы и задачи повышения эффективности программ исследований на космических кораблях и орбитальных станциях. Сборник статей под редакцией В.П. Легостаева и М.Ю. Беляева // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королёв: РКК «Энергия», 2011. Вып. 1-2, с. 205.
15. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Космические исследования, 2006, т. 44, № 1.
16. Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тертицкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на Российском сегменте МКС // Космическая техника и технологии. № 3, 2015, с. 38-51.
17. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений угловой скорости и тока солнечных батарей // Космическая техника и технологии. № 2, 2013, с. 19-32.
18. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V. Challenges and perspectives of transport cargo vehicles utilization for performing research in free flight // Acta Astronautica, 94 (2014), 139-144.
19. Beliaev M.Yu., Dessinov L.V. Study of the Environment from the ISS in the URAGAN Program // 23rd International symposium on Space Technology and science. May 26 - June 2, 2002. Matsuc, Japan, Abstracts, p. 74, 2002–p-25.
20. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П., Рязанцев В.В., Юрина О.А. Особенности проведения и использования результатов съёмки земной поверхности, выполняемой экипажами Российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. № 1, 2015, с. 17-30.
-

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЕФОРМАЦИИ КОРПУСА МКС

О.Н. Волков, М.Ю. Беляев, М.И. Монахов, Е.В. Анисимова

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Международная космическая станция (МКС) с высотой орбиты около 400 км, наряду с другими космическими аппаратами [1], является средством для наблюдения Земли, её атмосферы и небесной сферы с помощью различной фото, спектрометрической и другой аппаратуры. Чтобы обеспечить круглосуточный мониторинг исследуемых явлений и объектов, аппаратура обычно размещается на внешней поверхности орбитальной станции с жёсткой фиксацией на её корпусе с помощью различного вида механических адаптеров. Деформация корпуса станции, например, вследствие изменения температуры его поверхности в процессе орбитального движения (вход станции в тень Земли и выход из тени, изменение ориентации станции относительно Солнца), может привести к отклонению чувствительных осей установленных на ней приборов. Поэтому, определение деформации корпуса станции представляется важной задачей.

Некоторые способы решения этой задачи для орбитальной станции ОК «Мир» рассмотрены в работе [2], в которой исследован способ, основанный на задании на борту ОК «Мир» определённых базовых направлений и измерения углового расстояния между ними. В качестве базовых направлений выбирались направления на звезды, Солнце, Землю. Соответственно, использовались звездный, солнечный и др. датчики, входившие в систему ориентации станции «Мир». Основным недостатком данного способа является то, что он может быть использован для определения деформации только в местах установки датчиков, измеряющих базовые направления. Как правило, места установки аппаратуры для наблюдения Земли на МКС не совпадают с местами установки звездного, солнечного и др. датчиков, входящих в систему ориентации станции. Поэтому применение способа, описанного в работе [2], на МКС практически невозможно.

В представленной статье использовался новый разработанный метод определения деформации корпуса МКС [3]. В основу данного способа легло то обстоятельство, что на борту российского сегмента (РС) МКС имеются цифровые фотоаппараты с матрицами до 6000×4000 пиксел. Это значит, что при попадании в кадр элемента конструкции ~ 60×40 см на один пиксел приходится 0,1 мм. Данное обстоятельство позволяет выполнять точные наблюдения деформации корпуса станции на борту РС

МКС и, соответственно, реализовать способ [3]. В соответствии с этим способом для определения деформации корпуса МКС в полёте необходимо:

- подобрать элемент конструкции МКС для наблюдения;
- выбрать интервал времени, когда условия освещения Солнцем выбранного элемента конструкции будут благоприятными для съёмки;
- зафиксировать на внутренней поверхности иллюминатора МКС в заданном положении фотокамеру;
- выбрать в качестве реперной точки ориентиры на внешней поверхности МКС, попавшие в поле зрения фотокамеры;
- выполнить серию снимков реперной точки за выбранный для определения деформации корпуса МКС интервал полёта;
- совместить полученные снимки реперной точки друг с другом и по смещению изображения реперной точки на снимках определить деформацию корпуса станции.

По результатам моделирования условий реализации способа [3], в качестве наблюдаемого объекта в рассматриваемом в статье примере был использован пристыкованный к модулю «Пирс» РС МКС транспортный грузовой корабль (ТГК) «Прогресс М-28М №428». Для наблюдения корабля «Прогресс» был выбран иллюминатор № 9 служебного модуля (СМ) (рис. 1).

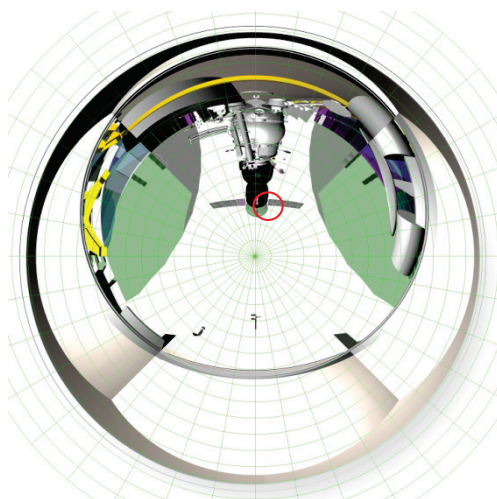


Рис. 1. Результаты моделирования видимости
ТГК «Прогресс М-28М №428»

Красным кружком на рис.1 обозначен элемент солнечной батареи корабля «Прогресс М-28М №428», выбранный в качестве реперной точки. Для реализации фотосъёмки была использована «фотоспектральная

аппаратура» (ФСС), в состав которой входит фотокамера Nikon D3 и установочный кронштейн [4]. Особенностью установочного кронштейна аппаратуры ФСС является возможность крепления его в двух точках опоры на иллюминаторе, что обеспечивало необходимую жёсткость при проведении автоматической съёмки и возможность поворота фотоаппарата с наведением на наблюдаемый элемент конструкции МКС (рис. 2, 3).

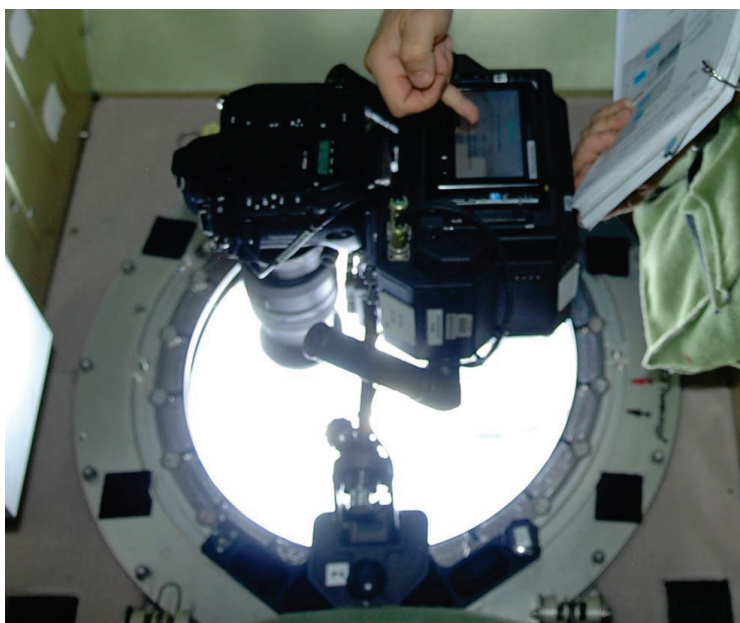


Рис. 2. Аппаратура «ФСС» закреплена на иллюминаторе № 9 СМ с помощью установочного кронштейна

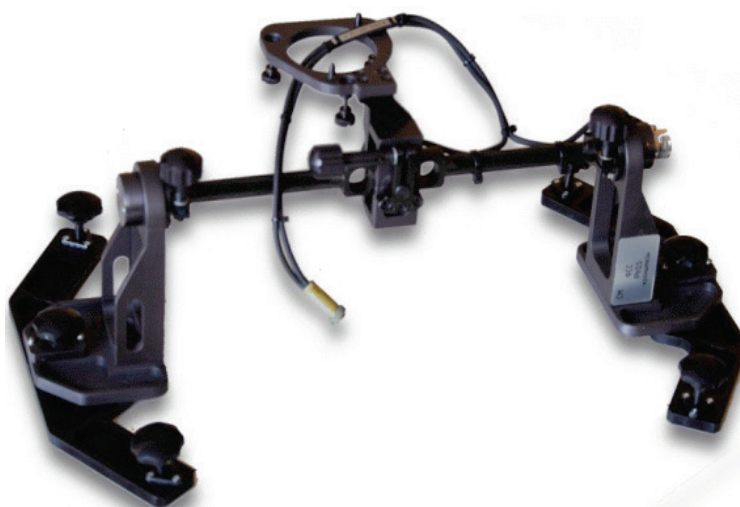


Рис. 3. Установочный кронштейн аппаратуры ФСС с двумя точками опоры

Для проведения фотосъёмки в автоматическом режиме был выбран режим «Съёмка с интервалом», интервал выполнения съёмки составлял одну минуту. Выполнялась съёмка на световом участке полёта от момента выхода МКС из тени Земли до входа МКС в тень, длительностью 60 мин.

Планирование сеанса наблюдений проводилось на фоне подготовки экипажа ко сну, когда физические упражнения, которые могут вызвать колебания станции, не выполняются.

В результате выполненных подготовительных операций фотоаппарат был наведен на элемент солнечной батареи (рис.4) и зафиксирован.

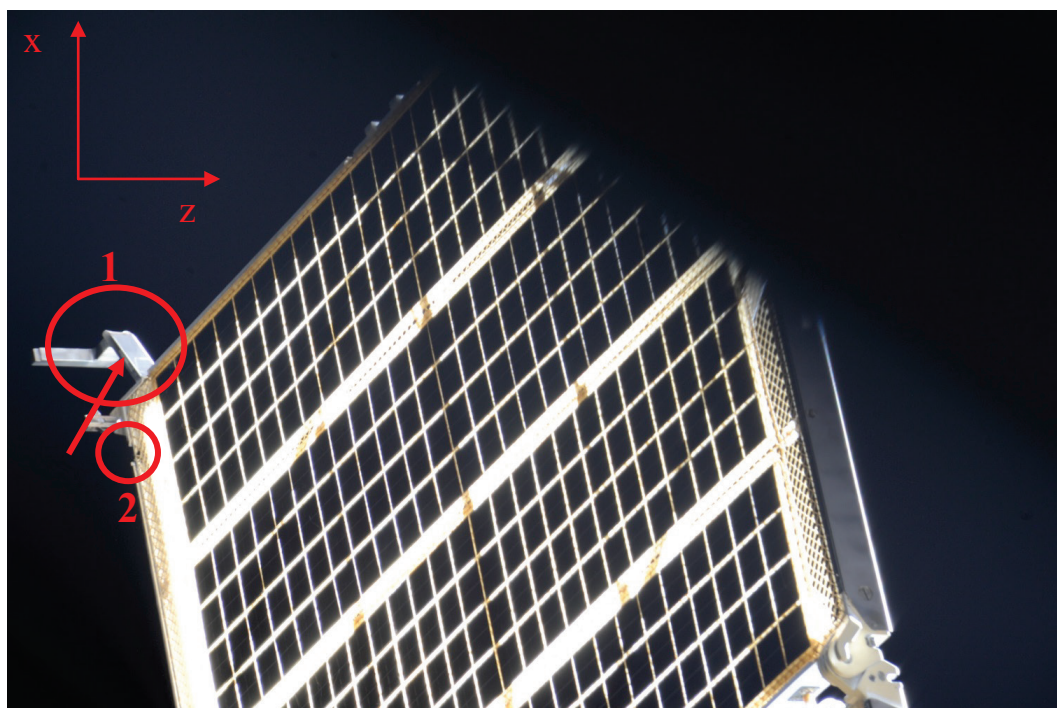


Рис. 4. Элемент солнечной батареи (СБ) корабля «Прогресс М-28М №428», выбранный в качестве объекта наблюдения за деформацией корпуса.

Красными кружками на рис. 4 указаны два элемента конструкции СБ (точки 1 и 2), которые анализировались на деформацию

В сеансе измерений, реализованном в рамках эксперимента «Среда-МКС», были выполнены следующие условия наблюдения:

- съёмка проводилась в интервале времени 19:25-20:24 GMT 04.12.2015;
- угол между Солнцем и плоскостью орбиты $\beta \approx 24^\circ$ (Солнце слева от орбиты станции);
- время конца тени на витке съёмки – 19:25:36;
- время начала тени на витке съёмки – 20:23:20.

В результате сеанса эксперимента была получена серия цифровых снимков (рис. 5).

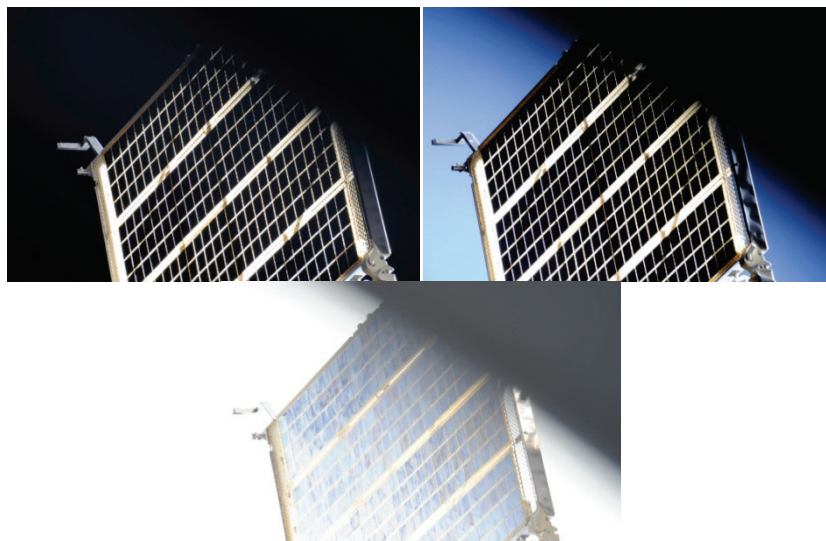


Рис. 5. Наблюдаемый элемент солнечной батареи при различных условиях освещённости

Введём в рассмотрение следующие основные правые системы координат, используемые при обработке результатов полученных измерений.

Система $Ox_0y_0z_0$ – орбитальная система координат с началом в центре масс станции, ось Oy_0 направлена по радиусу-вектору станции от центра Земли, ось Ox_0 лежит в плоскости орбиты станции и направлена в сторону движения станции перпендикулярно радиусу-вектору станции.

Система $Oxyz$ с началом в центре масс станции. Ось Ox параллельна продольной оси служебного модуля и направлена от его переходного отсека к агрегатному отсеку, ось Oy перпендикулярна оси вращения солнечных батарей СМ, а ось Oz параллельна оси вращения солнечных батарей СМ.

Положение системы $Oxyz$ относительно системы $Ox_0y_0z_0$ задается углами Крылова ψ (рысканье), γ (крен) и θ (тангаж).

Результаты обработки полученной серии снимков приведены на рис. 6, 7.

На рис. 6 $\Delta x = x_0 - x_n$, $\Delta z = z_0 - z_n$, где Δz – отклонение батареи по оси Oz СМ (рис. 4), Δx – отклонение батареи по оси Ox СМ (рис. 4), z_0 и x_0 – начальные координаты рассматриваемой точки соответственно по осям Ox и Oz СМ. $Dl = \sqrt{\Delta z^2 + \Delta x^2}$.

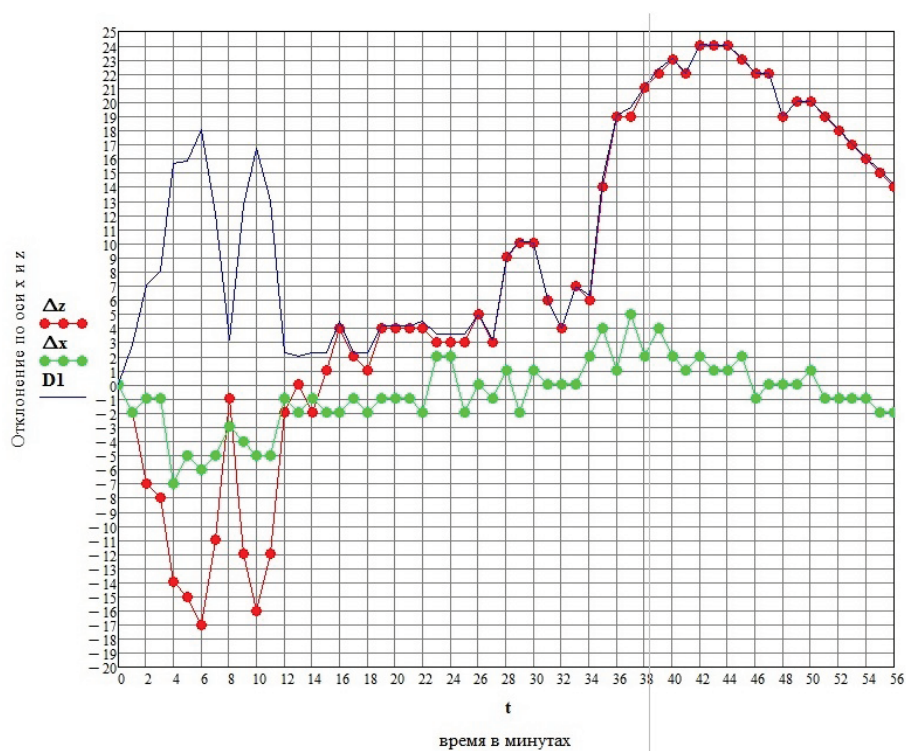


Рис. 6 График зависимости отклонения реперной точки 1 (в пикселях) от времени

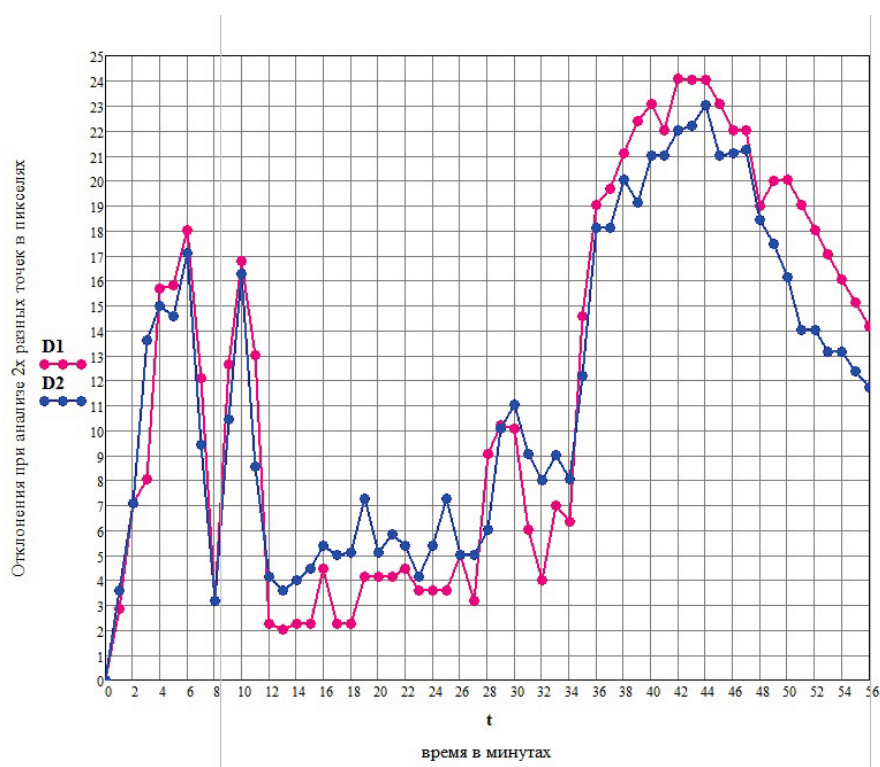


Рис. 7 График зависимости отклонения двух реперных точек 1 и 2 (в пикселях) от времени

Предварительный анализ изображений показал:

- снимки, выполненные в моменты времени, когда орбита МКС находилась в тени Земли (19:25:00, 19:26:00, 20:24:00), оказались непригодными для анализа. Таким образом, использовались 57 снимков из 60;

- на рисунках 6 и 7 можно заметить три ярко выраженных участка: 0-12 минуты (участок 1), 12-34 минуты (участок 2) и 34-56 минуты (участок 3);

- участки 1 и 3 характеризуются ярко выраженными деформациями с пиками в 18 и 24 пикселя, с быстрым ростом и спадом уровня деформации. Если взять за максимум 6-ю минуту наблюдений и 43-ю минуту наблюдений, то мы увидим практически симметричную картину с одинаковыми скоростями нарастания и уменьшения деформаций;

- на участке 1 имеется ярко выраженный спад уровня деформации (8 минута), который к 10 минуте быстро восстанавливается до 16 пикселей. На участке 3 такого спада нет. Скорость нарастания уровня деформации на интервале 1-3 минута наблюдений и 8-10 минута наблюдений совпадает. Такая же картина с падением уровня деформации имеет место на 6-8 минутах и на 10-12 минутах наблюдений;

- участок 3 по уровню деформации превышает участок 1 на 6 пикселей, но на участке 1 нарастание деформаций идёт от точки 0 пикселей, а на участке 3 с 6 пикселей. Таким образом, максимальная деформация на обоих участках 1 и 3 имеет размер в 18 пикселей;

- участок 2 характеризуется заметно меньшим уровнем деформаций, со средним значением в 4 пикселя;

- на участке 3 уровень деформации по входу в тень Земли (56 минута наблюдений) остаётся достаточно высоким (12-14 пикселей);

- максимальная амплитуда вдоль оси Ox в 3-5 раз меньше, чем вдоль оси Oz .

Были проведены расчёты по оценке величины деформации СБ в метрической системе (в мм).

Для этого применялись следующие данные:

- размер кадра, используемого в рассматриваемом примере фотоаппарата Nikon D3, 4256×2832 пикселей (36×23,9 мм);

- L – расстояние по оси визирования фотоаппарата Nikon D3 до корабля «Прогресс» – 12 м;

- расстояние до изучаемого элемента солнечной батареи в направлении, перпендикулярном направлению съёмки, – 4 м;

- расстояние до изучаемого элемента солнечной батареи – 12,65 м;

- F – выбранное фокусное расстояние фотоаппарата Nikon D3 для съёмки – 400 мм.

По измеренным на снимках с номерами m (число от 1 до 56) координатам x_m , z_m относительно исходных координат x_0 , z_0 выбранной точки конструкции, известному расстоянию L от фотокамеры до объекта и известному фокусному расстоянию фотокамеры F вычислим деформации Δx и Δz по формулам:

$$\Delta x = (L/F) (x_m - x_0), \Delta z = (L/F) (z_m - z_0)$$

В результате несложных расчётов получаем, что максимальная деформация СБ в плоскости, перпендикулярной оптической оси фотоаппарата, составила 1,85 мм по оси Ox СМ и 6,35 мм по оси Oz СМ.

Анализ ориентации МКС во время проведенного сеанса измерений деформации корпуса станции показал незначительное плавное изменение углового положения в пределах точности поддержания ориентации МКС (рис. 8), которое не совпадает с динамикой деформации конструкции, приведенной на рис. 6 и 7.

Анализ деформации солнечной батареи показывает, что возможной её причиной является нагрев конструкции Солнцем. На это обстоятельство указывает отклонение батареи в разные стороны по оси Oz , зафиксированное на рис. 6. В орбитальной ориентации (в которой постоянно находится МКС) после выхода из тени Земли конструкция станции и солнечная батарея освещается с одной стороны, а перед входом в тень — с другой, что и зафиксировано на рис. 6. В середине светового участка конструкции наблюдаемого корабля «Прогресс М-28М №428», расположенные со стороны Земли, затенены от Солнца остальной конструкцией станции, что объясняет уменьшение уровня деформаций на участке 2 по сравнению с участками 1 и 3. После входа в тень уровень деформаций не вернулся к 0, что также свидетельствует об остаточной тепловой деформации. Уменьшение уровня деформации СБ на 7-9 минутах наблюдения можно объяснить затенением солнечной батареи элементами конструкции американского сегмента МКС в этот интервал времени. Более исчерпывающие выводы можно будет делать после анализа последующих сеансов наблюдения.

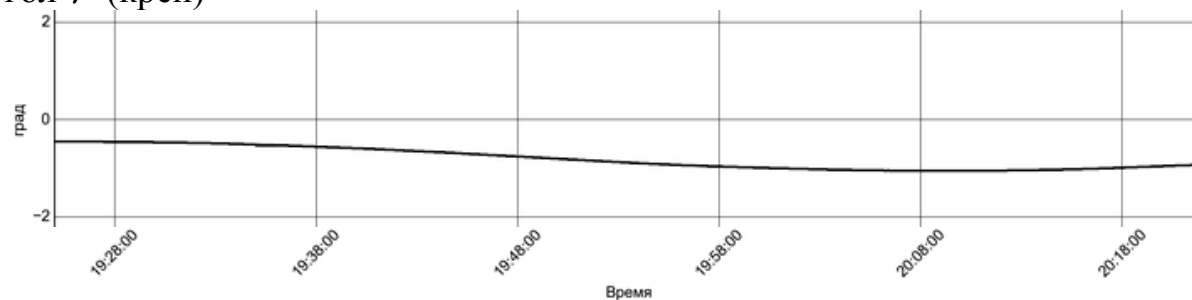
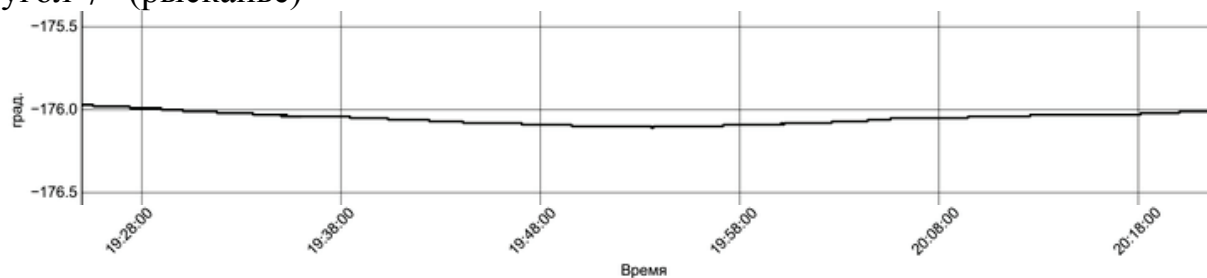
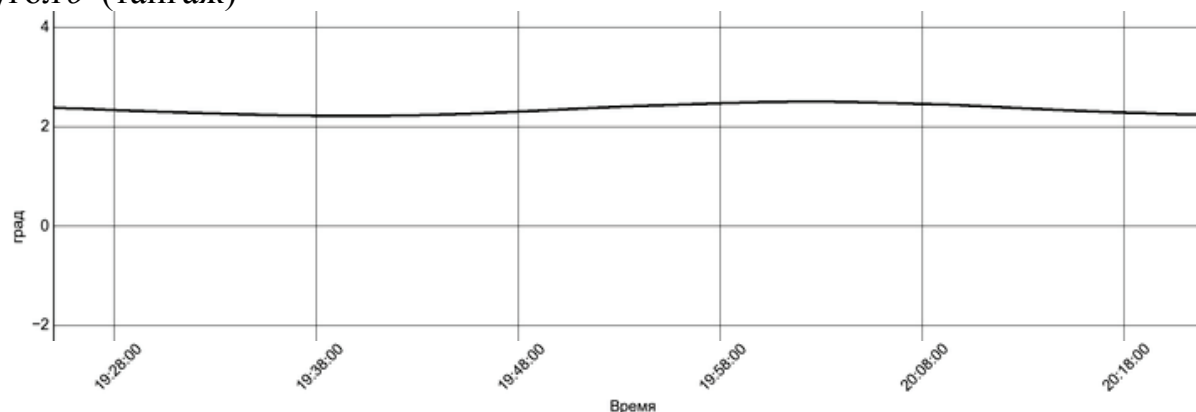
угол γ (крен)угол ψ (рысканье)угол θ (тангаж)

Рис. 8. Изменение ориентации МКС во время сеанса КЭ «Среда-МКС»

Выводы

В сеансе КЭ «Среда-МКС», выполненном 04.12.2016, впервые была проведена отработка метода по определению деформации корпуса, описанного в [3]. Полученные результаты показывают принципиальную возможность контроля процесса деформации корпуса МКС этим методом. Приведены результаты деформации солнечной батареи ТК «Прогресс» и даны количественные характеристики этой деформации. Вышеуказанный способ позволил зафиксировать реальную деформацию в 6,35 мм.

Л и т е р а т у р а

1. Котляков В.М., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Юрина О.А. Съёмка Земли из космоса: задачи, проблемы, перспективы // Сборник РКТ, серия 12, 2011, с 181-205.
 2. Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Банит Ю.Р., Франк Ч., Фойхт У. Определение областей визирования камеры MOMS-2P во время съёмок земной поверхности // Труды XXXI-XXXII Чтений К.Э. Циолковского, Секция «Проблемы ракетной и космической техники». М., ИИЕТ РАН, 1999, с. 83-94.
 3. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Монахов М.И. Способ определения деформации корпуса МКС в полёте // заявка на изобретение № 2015122901 от 15.06.2015.
 4. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Роговец А.В., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Лётная отработка исследовательской аппаратуры «Фотоспектральная система» на борту Российского сегмента МКС // Космическая техника и технология. 2014 № 1(4), с. 22-28.
-

ОБЕСПЕЧЕНИЕ УСЛОВИЙ ДИСТАНЦИОННОГО КОНТРОЛЯ ДВИЖЕНИЯ ЛЕДНИКОВ С ПОМОЩЬЮ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ МКС

М.Ю. Беляев, Д.Н. Рулев, О.А. Юрина

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

Ледники играют важную роль в жизни нашей планеты. Движение – основной процесс, управляющий жизнедеятельностью ледников – служит источником энергии для изменений структуры ледникового льда, влияет на его тепловое состояние, разгружает области аккумуляции ото льда [1].

Движение ледника может привести к катастрофическим последствиям [2, 3], в связи с чем возникает задача необходимости контроля скорости его движения и прогнозирования моментов катастрофического схода. Для определения скорости движения ледника пользуются своеобразными «ледниковыми часами» – криокинеметрами и криокинеграфами [4]. Также регистрацию его перемещений осуществляют с помощью угломерного прибора и вех, устанавливаемых на склоне и языке ледника [1]. Однако применение данных способов контроля движения ограничено необходимостью присутствия на леднике специалистов, что не всегда выполнимо.

Этот недостаток устраняется при контроле движения ледника с космического аппарата (КА), а именно, с международной космической станции (МКС), для чего выполняют неоднократную съёмку с КА ледника и неподвижных характерных наземных точек на склонах вокруг него. По получаемым изображениям определяют параметры движения фронтальной части (языка) ледника, по которым контролируют его движение относительно задаваемых наземных объектов, и достижение которых ледником может привести к катастрофическим последствиям [5].

При этом моменты выполнения съёмки выбираются из следующих соображений.

Используем последовательную нумерацию съёмок ледника, при которой первая съёмка имеет порядковый номер 0, вторая (повторная) – номер 1 и т.д. Обозначаем ΔT_i – промежуток времени от момента t_{i-1} выполнения $(i-1)$ -ой съёмки ледника до момента t_i выполнения i -ой съёмки.

Начальные две съёмки ледника и неподвижных характерных точек вокруг него выполняют в моменты, взятые через задаваемый интервал времени, выбираемый из условия обеспечения определения по получаемым изображениям перемещения фронтальной части ледника.

Минимальная скорость движения ледника может быть оценена величиной ≈ 0.2 м/сутки. Для надёжного определения его перемещения можно использовать соотношение

$$n = \frac{Kd}{0,2}, \quad (1)$$

где d – геометрическое разрешение съёмочной системы КА в метрах;
 n – количество суток до повторной съёмки;
 K – коэффициент, выбираемый из условия надёжности определения перемещения ледника (например, можно принять $K=3$).

Таким образом, повторная съёмка ледника может осуществляться при возникновении необходимых условий съёмки через промежуток времени $\Delta T_1 \geq n$ суток. Условия съёмки определяются характеристиками аппаратуры наблюдения и характеризуются взаимным положением объекта съёмки и трасс КА на земной поверхности, освещённостью объекта, метеоусловиями [6, 7].

Последующие съёмки ледника выполняют через промежутки времени, отсчитываемые от момента выполнения его предшествующей съёмки, начинающиеся значением $\frac{Kd}{V_i}$ (где V_i – текущая скорость движения языка ледника, определённая по полученным в предшествующих съёмках изображениям) и оканчивающиеся текущим значением интервала времени до достижения языком ледника фиксированного наземного объекта, прогнозируемым, исходя из определённых по полученным в предшествующих съёмках изображениям, текущих скорости и ускорению движения языка ледника, уменьшенным на задаваемое время для принятия решения по подготовке к наступлению катастрофического события.

Например, последующие съёмки ледника выполняют через промежутки времени, отсчитываемые от момента выполнения его предшествующей съёмки и не превышающие значений

$$\Delta T_i^{\max} = -\frac{V_{i-1}}{a_{кр}} + \sqrt{\frac{2S_{i-1}}{a_{кр}} + \left(\frac{V_{i-1}}{a_{кр}}\right)^2} - \Delta t_{кр}, \quad i=2, \dots, \quad (2)$$

где S_{i-1} – расстояние от фронтальной части ледника до наземного объекта, достижение которого ледником приведет к катастрофическим последствиям, отсчитываемое вдоль линии движения фронтальной части ледника к наземному объекту, определяемое по расстояниям от характерных наземных точек

до фронтальной части ледника, определяемым по полученному при предшествующей съёмке ледника изображению;

V_{i-1} – скорость движения фронтальной части ледника, отсчитываемая вдоль линии движения фронтальной части ледника к наземному объекту, определяемая на момент предшествующей съёмки ледника по фиксируемым моментам времени предшествующих съёмок ледника и расстояниям от характерных наземных точек до фронтальной части ледника, определяемым по изображениям, полученным в предшествующих съёмках ледника;

$a_{кр}$ – задаваемое максимальное ускорение движения фронтальной части ледника вдоль линии его движения к наземному объекту;

$\Delta t_{кр}$ – задаваемое время для принятия решения по подготовке к катастрофическому событию на наземном объекте.

Соотношение (2) соответствует условию, при котором движение фронтальной части ледника с начальной скоростью V_{i-1} , заданной на момент времени t_{i-1} предшествующей $(i-1)$ -ой съёмки ледника, и с ускорением $a_{кр}$ через отрезок времени $\Delta T_i + \Delta t_{кр}$, отложенный от момента времени t_{i-1} предшествующей $(i-1)$ -ой съёмки ледника, фронтальная часть ледника достигнет наземного объекта, достижение которого ледником приведет к катастрофическим последствиям.

Выполнение съёмки ледника через рассчитываемый по соотношению (2) промежуток времени ΔT_i после предшествующей съёмки ледника, позволяет получить изображение ледника не позже, чем за время $\Delta t_{кр}$ до возможного наступления катастрофического события, связанного со сходом ледника на рассматриваемый наземный объект.

Максимальное ускорение движения фронтальной части ледника в направлении на наземный объект $a_{кр}$ задается, например, исходя из анализа ускорений движения фронтальной части ледника, полученных по результатам предшествующих наблюдений данного ледника или ледников аналогичного типа. Также величина $a_{кр}$ может задаваться с задаваемым превышением над фактическим ускорением движения фронтальной части ледника, определённым на момент выполнения последней съёмки ледника.

По получаемым в съёмках изображениям определяют параметры, характеризующие движение фронтальной части ледника относительно наземного объекта:

– расстояние от фронтальной части ледника до наземного объекта, достижение которого ледником приведет к катастрофическим последствиям;

– скорость и ускорение движения фронтальной части ледника к наземному объекту;

– прогнозируемый момент времени наступления катастрофического схода ледника на наземный объект, по которому контролируют движение фронтальной части ледника относительно данного наземного объекта.

Например, момент времени t_{kat} достижения фронтальной частью ледника задаваемого наземного объекта, прогнозируется по скорости и ускорению движения фронтальной части ледника по соотношениям

$$V_i = \frac{\delta L_i \left(2 + \frac{\Delta T_{i-1}}{\Delta T_i} \right) - \delta L_{i-1} \frac{\Delta T_i}{\Delta T_{i-1}}}{\Delta T_{i-1} + \Delta T_i}, \quad (3)$$

$$a_i = \left(\frac{\delta L_i}{\Delta T_i} - \frac{\delta L_{i-1}}{\Delta T_{i-1}} \right) \frac{2}{\Delta T_{i-1} + \Delta T_i}, \quad (4)$$

$$t_{kat} = t_i - \frac{V_i}{a_i} + \sqrt{\frac{2S_i}{a_i} + \left(\frac{V_i}{a_i} \right)^2}, \quad (5)$$

где δL_i – длина перемещения фронтальной части ледника за время от момента t_{i-1} выполнения $(i-1)$ -ой съёмки ледника до момента t_i выполнения i -ой съёмки ледника;

S_i , V_i , a_i – расстояние от фронтальной части ледника до наземного объекта, скорость и ускорение движения фронтальной части ледника, отсчитываемые вдоль линии движения фронтальной части ледника к наземному объекту, на момент t_i выполнения i -ой съёмки ледника.

В общем случае движение фронтальной части ледника к наземному объекту рассматривается как криволинейное движение, связанное с рельефом местности. В случае, когда движение фронтальной части ледника к наземному объекту может рассматриваться как прямолинейное, удобно использовать понятие контрольного створа, которое можно сформулировать как линию, задаваемую относительно неподвижных характерных наземных точек вокруг ледника перпендикулярно направлению от фронтальной части (языка) ледника на задаваемый

наземный объект, достижение которого ледником приведет к катастрофическим последствиям.

Для обеспечения условий съёмки ледников необходимо формировать орбиту КА таким образом, чтобы гарантированно обеспечивался необходимый уровень освещённости ледника. Рассмотрим несколько возможных вариантов требований к условиям наблюдений.

Обеспечение гарантированного наблюдения ледника до момента окончания сезона абляции ледника включительно

В этом случае корректируют орбиту КА, изменяя её высоту в выделённых пределах до значения, при котором аргумент широты подсолнечной точки орбиты на момент окончания сезона абляции ледника, уменьшенный на величину P_o/V_{max} , равен значению

$$\max \arcsin \frac{\sin B}{\sin \iota} + \arccos \frac{\sin h_s}{\cos \beta}, \quad (6)$$

где B – широта ледника;

h_s – требуемая минимальная высота Солнца над ледником при его наблюдении;

$\iota > 0$ – наклонение орбиты;

β – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты;

P_o – расстояние от наземного объекта, достижение которого ледником приведёт к катастрофическому событию, в сторону ледника, доступное для наземных измерений движения ледника;

V_{max} – максимальная скорость движения языка ледника при его катастрофическом сходе.

И съёмку ледника выполняют начиная с момента равенства высоты Солнца над ледником значению h_s .

Обеспечение гарантированного наблюдения ледника от момента начала сезона абляции ледника

Корректируют орбиту КА, изменяя её высоту в выделённых пределах до значения, при котором аргумент широты подсолнечной точки орбиты на момент начала сезона абляции ледника равен значению

$$\min \arcsin \frac{\sin B}{\sin \iota} - \arccos \frac{\sin h_s}{\cos \beta}, \quad (7)$$

где B – широта ледника;

h_s – требуемая минимальная высота Солнца над ледником при его наблюдении;
 $\iota > 0$ – наклонение орбиты;
 β – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты, и съёмку ледника выполняют начиная с момента достижения аргументом широты подсолнечной точки витка вышеупомянутого значения.

Обеспечение гарантированного наблюдения состояний каталога объектов

В общем случае, для обеспечения наблюдения с КА текущих состояний заданного каталога наземных объектов с учётом времени для принятия решения по подготовке к наступлению их критических состояний, корректируют орбиту КА, изменяя её высоту в выделенных пределах до значения, при котором аргумент широты подсолнечной точки орбиты на моменты времени начала и окончания требуемого интервала наблюдения j -го, $j=1, \dots, N$ объекта, соответственно,

$$\geq \min \arcsin \frac{\sin B}{\sin \iota} - \arccos \frac{\sin h_s}{\cos \beta} \quad (8)$$

$$\leq \max \arcsin \frac{\sin B}{\sin \iota} + \arccos \frac{\sin h_s}{\cos \beta}, \quad (9)$$

где B – широта j -го объекта;

h_s – требуемая минимальная высота Солнца над j -ым объектом при его наблюдении;

$\iota > 0$ – наклонение орбиты КА;

β – угол между направлением на Солнце и плоскостью орбиты.

Начиная с момента равенства высоты Солнца над j -ым объектом значению h_{sj} при её увеличении выполняют первые два сеанса съёмки j -го объекта в моменты, взятые через задаваемый интервал времени, выбираемый из условия обеспечения определения изменения состояния объекта по получаемым изображениям. После чего следующие сеансы съёмки j -го объекта выполняют через промежутки времени, отсчитываемые от момента выполнения предшествующей съёмки объекта, начинающиеся значением

$$\frac{K_j d}{V_{ij}}, \quad (10)$$

где V_{t_j} – определённая по полученным в предшествующих съёмках изображениям текущая скорость изменения состояния j -го объекта;
 K_j – коэффициент, выбираемый из условия надёжности определения изменений состояния j -го объекта.

И оканчиваются текущим прогнозируемым значением времени до достижения критического состояния объекта, уменьшенным на время для принятия решения по подготовке к наступлению данного критического состояния объекта.

Текущее значение времени до достижения критического состояния объекта прогнозируется исходя из текущих скорости и ускорения изменения состояния объекта, определённых по изображениям, полученным в предшествующих съёмках объекта.

Описанная методика позволяет осуществлять дистанционный контроль с МКС движения фронтальной части ледника в сторону задаваемого наземного объекта, достижение которого языком ледника приведёт к катастрофическим последствиям, с учётом времени, необходимого для принятия решения по подготовке к наступлению катастрофического события на данном наземном объекте.

Тем самым обеспечивается гарантированный контроль опасного движения фронтальной части ледника относительно задаваемого наземного объекта, в том числе обеспечивается возможность своевременной подготовки к наступлению потенциального катастрофического события.

В заключение следует отметить, что орбитальные станции, включая МКС, обладают уникальными возможностями для практической реализации предложенной методики. Орбиты орбитальных станций, как правило, имеют высоту ~ 400 км. Для поддержания орбиты станции постоянно проводятся коррекции, топливо для выполнения которых доставляется с помощью грузовых кораблей «Прогресс». При выполнении коррекций на подъём орбиты существует возможность их проведения в различные временные интервалы и с различной величиной импульса. Учёт в программе выполнения коррекций орбиты предложенной методики позволит не только поддержать полёт станции на требуемой высоте, но и обеспечит возможность наблюдения с неё заданных объектов на земной поверхности.

Л и т е р а т у р а

1. *Калесник С.В.* Очерки гляциологии. Москва, Государственное издательство географической литературы, 1963.
 2. *Десинов Л.В.* Снежный покров и ледники. М., Знание, 1988.
 3. *Десинов Л.В.* Агрессия горного ледника // Земля и Вселенная, № 1, 2003.
 4. *Galloway R.W.* Mechanical measurement of glacier motion // Journ. of Glaciology, No. 19, 1956.
 5. *Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Юрина О.А.* Способ определения скорости движения фронтальной части ледника с космического аппарата // Патент России № 2568152. 2015. Бюл. № 31.
 6. *Беляев М.Ю.* Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях. М., Машиностроение, 1984.
 7. *Беляев М.Ю., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Десинов Л.В., Малышев В.Б., Беляев Б.И.* Использование научной аппаратуры «Фотоспектральная система» в эксперименте «Ураган» // Труды XLIV Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань, Центр оперативной печати, 2010. с. 51-59.
-

СОДЕРЖАНИЕ

<i>Алтунин В.А., Балашов В.В., Беляев М.Ю., Тянь Т.Н.</i> Основные направления работы секции «Проблемы ракетной и космической техники» в период с 2005 по 2014 годы	5
<i>K.D. Missling, H. Barkmann, J. Berdermann, C. Borries, M.M. Hoque, N. Jakowski, C. Krafft, M. Krieger, M. Tegler, V. Wilken.</i> Ionospheric monitoring and prediction center	37
<i>Самойлов В.В., Воронков В.Н., Данилкин А.А., Пругло А.В., Равдин С.С., Тянь Т.Н.</i> Создание автоматизированной системы распознавания объектов на аэрокосмических снимках поверхности Земли	43
<i>Федоренко В.Ф., Воронков И.В.</i> Методика и результаты экспериментального исследования технических характеристик систем космической навигации ГЛОНАСС/GPS в сельском хозяйстве	53
<i>Кондрашов К.С., Воронков В.Н., Жураковский В.Н., Силин С.И., Тянь Т.Н.</i> Определение положения наземных объектов на борту космического аппарата	60
<i>Голиков А.Р., Баранов А.А., Будянский А.А., Чернов Н.В.</i> Расчёт параметров манёвров, переводящих низкоорбитальный КА на орбиту захоронения	69
<i>Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Юрина О.А.</i> Изучение катастрофических явлений и экологических проблем с Российского сегмента МКС	79
<i>Алямовский С.Н.</i> Определение оптимальных временных интервалов проведения сеансов космического эксперимента «Контур» на российском сегменте МКС	98
<i>Твердохлебова Е.М., Корсун А.Г., Куриаков М.Ю., Лалетина Е.А., Криволапова О.Ю., Дзюбанов Д.А.</i> Методические особенности проведения космических экспериментов «Плазма-Прогресс» и «Радар-Прогресс» с учётом результатов измерений, полученных в период с 2009 по 2014 годы	108
<i>Анисимова Е.В., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Обыденников С.С.</i> Контроль микроускорений на МКС при проведении экспериментов, чувствительных к микроперегрузкам	122
<i>Кинаш П.М., Грибков А.С.</i> Математическая модель холодильника-излучателя на тепловых трубах для отвода тепла от космической термоэмиссионной ядерно-энергетической установки	130

<i>Кинаш П.М.</i> Теплоотвод от космической ядерно-энергетической установки, разработанной по технологии РКК «Энергия», предназначенной для энергообеспечения обитаемой лунной базы	141
<i>Алтунин В.А., Алтунин К.В., Демиденко В.П., Платонов Е.Н., Обухова Л.А., Коханова С.Я., Терентьев А.А., Яновская М.Л.</i> Некоторые пути развития датчиков и систем контроля двигателей, энергоустановок и техносистем воздушного, аэрокосмического и космического базирования	153
<i>Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г., Тумаков Е.А., Ибрагимов А.И.</i> Изготовление композитной сопловой лопатки методом 3D прототипирования	161
<i>Байгалиев Б.Е., Тумаков А.Г., Тумаков Е.А., Ибрагимов А.И.</i> Сопловая лопатка высокотемпературных турбин ГТД	165
<i>Пугаченко С.Е., Киселёв С.Б., Мельников И.В.</i> Избыточность характеристик и совершенство долговременных орбитальных конструкций.....	172
<i>Кудрявцев С.И.</i> Комплексное баллистическое проектирование алгоритма высокоточного управления спуском перспективных пилотируемых космических кораблей.....	183
<i>Вишняков В.М., Губайдуллин В.Ш.</i> Вопросы построения 3D-лидаров космического базирования для дистанционного исследования малых небесных тел.....	195
<i>Тарасова А.В., Захаров Р.В.</i> Расчёт тепловых потоков искусственного спутника Земли.....	208
<i>Рулев Д.Н., Спирин А.И., Черемисин М.В., Сармин Э.Э.</i> Анализ учёта уходящего от Земли излучения при моделировании энергобаланса Российского сегмента МКС	219
<i>Путин Г.Ф., Глухов А.Ф., Бабушкин И.А., Завалишин Д.А., Иванов А.И., Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Сазонов В.В.</i> Эксперименты по изучению конвекции аппаратурой ДАКОН-М на МКС и ТГК «Прогресс».....	229
<i>Пичугин С.Б., Марков А.В., Промтова С.С., Гайфутдинова А.Г.</i> Итеративный подход к прогнозированию сроков реализации космического эксперимента с учётом его характеристик.....	243
<i>Боровенко В.Н., Кузнецова А.Н., Лебеденко В.П.</i> Проектно-баллистический анализ и технико-экономическая оценка вариантов лунного пилотируемого комплекса	254
<i>Беляев М.Ю.</i> Технология проведения экспериментов на орбитальном комплексе «Мир» и пути повышения эффективности исследований с помощью орбитальных станций.....	258

Волков О.Н., Беляев М.Ю., Монахов М.И., Анисимова Е.В. Определение деформации корпуса МКС 278

Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Юрина О.А. Обеспечение условий дистанционного контроля движения ледников с помощью коррекции орбиты МКС..... 288

* * *

В подготовке чтений принимали участие:

Комиссия РАН по разработке научного наследия К.Э. Циолковского
Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского

Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова

Российской академии наук

Администрация Калужской области

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского

Институт философии Российской академии наук

ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем

Военно-воздушная академия

имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения

ФГБУ НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина

ВЦМК “Защита” Министерства здравоохранения РФ

Российский государственный технологический

университет им. К.Э. Циолковского (МАТИ)

Академия наук авиации и воздухоплавания

Федерация космонавтики России

Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана

Калужский государственный университет им. К.Э. Циолковского

Калужское ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина

Казанский национальный исследовательский технический

университет им. А.Н. Туполева– КАИ

Научное издание

Настоящий сборник подготовлен при неоценимом содействии
Президента Казанского Регионального отделения Российской академии
космонавтики им. К.Э. Циолковского при КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева,
академика РАКЦ, доктора технических наук, профессора
Алтунина Виталия Алексеевича

ТРУДЫ I ЧТЕНИЙ,
ПОСВЯЩЕННЫХ РАЗРАБОТКЕ
НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ
И РАЗВИТИЮ ИДЕЙ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО

Секция «Проблемы ракетной и космической техники»

г. Калуга, 15–17 сентября 2015 г.

Подписано в печать 05.08.2016.
Бумага офсетная. Печать цифровая.
Формат 60х84 1/16. Гарнитура «Times New Roman». Усл. печ. л. 17,43.
Уч.-изд. л. 11,83. Тираж 100 экз. Заказ 37/8

Отпечатано с готового оригинал-макета
в типографии Издательства Казанского университета

420008, г. Казань, ул. Профессора Нужина, 1/37
тел. (843) 233-73-59, 233-73-28